

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

Н.И. Старцев, Ю.И. Цыбизов

Проектирование силовых установок

Часть 2. Проектирование всережимного реактивного сопла
ТРДДФ

Электронное учебное пособие

САМАРА
2012

УДК 621.431.75
ББК 39.55
С774

Авторы: **Старцев Николай Иванович,**
Цыбизов Юрий Иванович

Рецензенты:

Заведующий кафедрой теории двигателей летательных аппаратов, д-р. техн. наук, проф.
В.Н. Матвеев

Редакторская обработка Г.В. Холодкова
Компьютерная верстка Г.В. Холодкова

Старцев, Н.И. Проектирование всережимного реактивного сопла ТРДДФ [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / **Н.И.Старцев, Ю.И.Цыбизов;** Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (15,1 Мбайт). - Самара, 2012. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM)

Проведен анализ конструкции всережимного реактивного сопла ТРДДФ. Разработана методика создания компоновки всережимного реактивного сопла ТРДДФ с газодинамическим расчетом и расчетом на прочность.

Учебное пособие предназначено для подготовки магистров на факультете двигателей летательных аппаратов по направлению 160700.68 «Двигатели летательных аппаратов», по дисциплине «Проектирование силовых установок», 2 семестр.

Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов СГАУ.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2012

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
1. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВСЕРЕЖИМНОГО РЕАКТИВНОГО СОПЛА. МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ.....	4
1.1 НАЗНАЧЕНИЕ ВЫХОДНОГО УСТРОЙСТВА	5
1.2 ПРОФИЛЬ ПОЛЕТА ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ НА САМОЛЕТЕ	7
1.3 ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВСЕРЕЖИМНОГО РЕАКТИВНОГО СОПЛА.	8
1.3.1 Задача газодинамического проектирования.	8
1.3.2 Дозвуковая часть.....	9
1.3.2 Сверхзвуковая часть.....	10
1.4 КОНСТРУКЦИЯ РЕАКТИВНОГО СОПЛА ДВИГАТЕЛЯ АМ-100.....	17
1.4.1 Кинематическая схема реактивного сопла	17
1.4.2 Упрощенный алгоритм профилирования кулачка и определения длины направляющих рельс	18
1.4.3 Конструкция дозвуковой части.....	19
1.4.4 Конструкция сверхзвуковой части.....	20
1.4.5 Система управления реактивным соплом	22
1.4.6 Система центрирования сверхзвуковых проставок	23
1.4.7 Система синхронизации реактивного сопла	24
1.4.8 Объемная модель проектируемого сопла.....	25
2 РАСЧЕТЫ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ РЕАКТИВНОГО СОПЛА	26
2.1 ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ $M_{\Gamma}=0$, $H=0$ (МАКСИМАЛЬНЫЙ ФОРСАЖ).....	26
2.2 СВЕРХЗВУКОВОЙ РЕЖИМ $M_{\Gamma}=2.2$, $H=20000\text{м}$	31
(С МАКСИМАЛЬНЫМ ФОРСАЖОМ)	31
2.3 РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ДОЗВУКОВОЙ СТВОРКИ	35
2.4 РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ПРОФИЛИРОВАННОГО КУЛАЧКА	37
2.5 РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ПЕРЕДВИЖНОГО КОЛЬЦА	38
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	40
ПРИЛОЖЕНИЕ А.....	41
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	42
ПРИЛОЖЕНИЕ В.....	43
ПРИЛОЖЕНИЕ Г	44

ВВЕДЕНИЕ

Выходные устройства предназначены для обеспечения эффективного преобразования потенциальной энергии давления газов за турбиной в кинетическую энергию истечения газа, образования выходного импульса ГТД с минимальными потерями, для отвода выхлопных газов в атмосферу, а также для защиты от нагрева элементов конструкции воздушного судна, находящихся в зоне расположения двигателя.

На силовых установках современных самолетов применяются разнообразные типы выходных устройств. На выбор их схемы значительное влияние оказывают назначение самолета, его основные режимы полета, соответствующие этим режимам степени понижения давления газа в сопле и другие факторы.

Особенно важна роль выходных устройств у многорежимных самолетов, которые должны иметь высокие летные характеристики как при сверхзвуковых, так и при больших дозвуковых скоростях полета. Основные требования, предъявляемые к выходным устройствам этих самолетов, - обеспечение малых потерь эффективной тяги и высокой экономичности силовой установки на всех основных режимах полета. Наряду с этим, выходные устройства во всех случаях должны иметь относительно простую конструкцию и малую массу.

1. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВСЕРЕЖИМНОГО РЕАКТИВНОГО СОПЛА. МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ

1.1 Назначение выходного устройства

Выходное устройство предназначено для преобразования энергии газа, выходящего из двигателя, в энергию реактивной тяги заданного направления [1]. Кроме того, выходное устройство используется для поддержания соответствующего режима работы турбокомпрессора с помощью необходимой площади выходного сечения, для транспортирования газа в фюзеляже или гондоле двигателя, для снижения уровня шума высокоскоростной струи газа и для экранирования прямого инфракрасного излучения высокотемпературных элементов газогенератора.

Однако, несмотря на кажущееся многообразие конструкций этих устройств, принципиальное схемное решение их ограничено следующими типами:

- сужающиеся (дозвуковые) сопла;
- эжекторные сопла с разрывом контура вторичного контура в сверхзвуковой части и подачей вторичного воздуха в разрыв;
- сопла с непрерывным контуром сверхзвуковой части;
- сопла с центральным телом.

Конструктивная схема и тип сопла определяются исходя из назначения и решаемых задач летательного аппарата, а также из типа и размерности двигателя и компоновки СУ на самолете.

Двигатели, оборудованные форсажной камерой, требуют обязательного применения реактивного сопла с изменяемой площадью проходного сечения, т. е. регулируемого сопла. Это необходимо прежде всего для того, чтобы обеспечить возможность сохранения одинакового или близкого режимов работы турбокомпрессора двигателя на форсированном и нефорсированном режимах, так как струя подогретого в форсажной камере газа требует большей площади проходного сечения. В противном случае

возникает перегрев турбины или помпаж компрессора двигателя. Также регулируемое сопло позволяет ускорить и облегчить запуск и приемистость двигателя, получить минимальный удельный расход топлива на крейсерском режиме, увеличить ГДУ компрессора.

Основные задачи, решаемые регулируемым соплом в составе двигателя силовой установки летательного аппарата:

1. Обеспечение требуемой пропускной способности (а именно, площади критического сечения сопла) на всех возможных стационарных и переменных режимах работы двигателя, включая все виды приемистостей и аварийных сбросов.
2. Обеспечение приемлемого уровня требуемых полетных тяг силовой установки на основных режимах полета ЛА путем изменения площади проходных сечений за критическим сечением сопла.

В настоящее время к регулируемому соплу предъявляются дополнительные специальные требования - обеспечение низкого уровня инфракрасного излучения горячих частей турбины, деталей сопла и реактивной струи, а также низкий уровень эффективной площади рассеяния радиолокационного сигнала.

На крейсерских сверхзвуковых полетах со скоростями $M_{II} > 2$ наибольшее распространение получили всережимные реактивные сопла Ловаля. По согласованию с методическим руководителем дипломного проекта (Старцев Н. И.) и руководителем по специальной части дипломного проекта из ОКБ СНТК им. Кузнецова (Цыбизов Ю. И.) было принято спроектировать всережимное реактивное сопло Ловаля для двигателя АМ-100, а за прототип взять реактивное сопло двигателя EJ-200.

1.2 Профиль полета при работе двигателя на самолете

Конструктивный облик и выходные параметры АД определяются назначением и функционированием самолета, на который он устанавливается. Определяющим звеном в описании функционирования самолета является профиль полета - график, показывающий зависимость высоты, скорости, а следовательно, и режимов работы двигателя на разных участках полета при заданной дальности. На рисунке 1.2.1 показан профиль полета для истребителя-бомбардировщика.

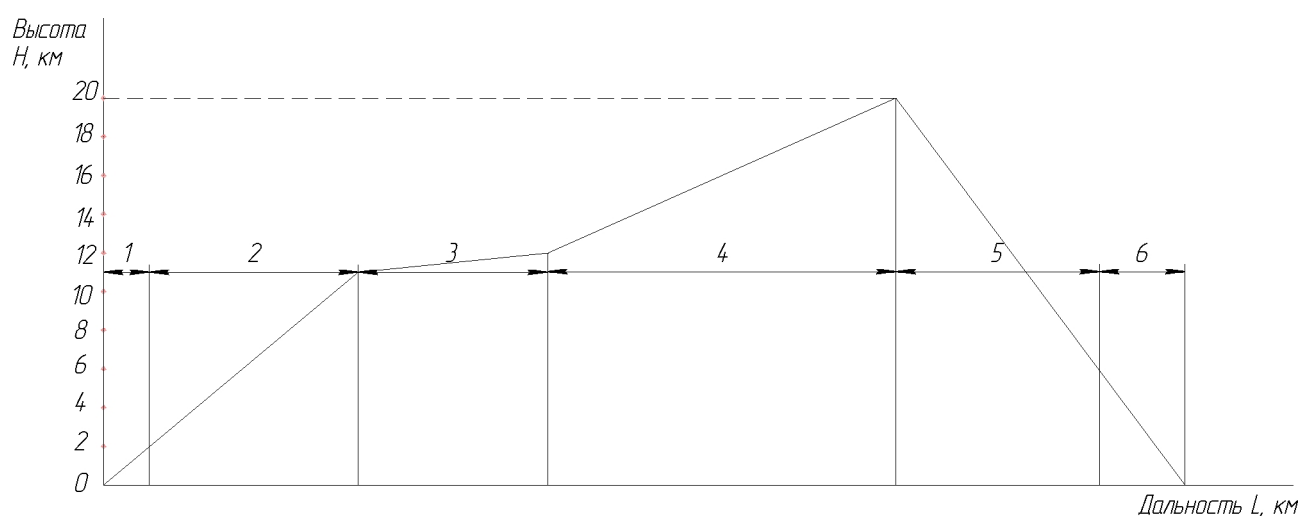


Рисунок 1.2.1 - Профиль полета для истребителя-бомбардировщика

Траектория полета самолета (профиль полета) можно разбить на следующие характерные участки.

- 1 - взлет (максимальный форсаж);
- 2 - набор высоты (частичный форсаж, бесфорсажный режим);
- 3 - полет до цели (бесфорсажный режим);
- 4 - разгон до $M_{\max} > 2$ (максимальный форсаж);
- 5 - планирование;
- 6 - посадка (бесфорсажный режим).

1.3 Газодинамическое проектирование всережимного реактивного сопла.

1.3.1 Задача газодинамического проектирования.

Задача газодинамического проектирования состоит в определении газодинамического тракта всережимного реактивного сопла. Решение данной задачи усложняется значительным диапазоном регулирования критического сечения $F_{кр}$ и выходного сечения F_c т.к. для реализации выбранного профиля полета двигатель должен работать на разных режимах.

Изобразим схему проектируемого всережимного сопла на рисунке 1.3.1.1.

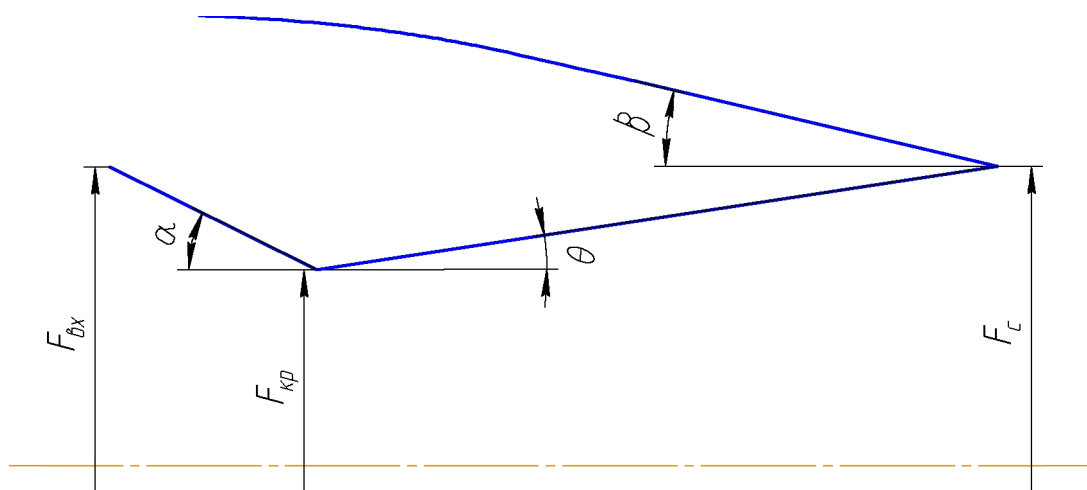


Рисунок 1.3.1.1. - Схема всережимного сопла

Геометрия всережимного реактивного сопла характеризуется следующими основными размерами:

$F_{вх}$ - входная площадь в реактивное сопло;

$F_{кр}$ - площадь критического сечения;

F_c - площадь выходного сечения (среза сопла);

α - угол раскрытия дозвуковой части ;

Θ - угол раскрытия внутренних сверхзвуковых створок;

β - угол наклона касательной к профилю внешнего обвода сопла.

Таким образом для выполнения газодинамического проектирования нам необходимо определить $F_{вх}$, $F_{кр}$, F_c , α , Θ , β .

1.3.2 Дозвуковая часть

Диапазон регулирования $F_{кр}$ должен быть установлен на основании термогазодинамического расчета двигателя во всем диапазоне возможных изменений высот и скоростей полета на бесфорсажных и форсажных режимах работы.

Для получения диапазона изменения $F_{кр}$ определим величины $F_{кр \min}$ и $F_{кр \max}$.

Потребная входная площадь в реактивное сопло $F_{вх}$ и площадь критического сечения $F_{кр}$ были получены в результате термогазодинамического расчета в программе “АСТРА-ПР” для взлетного режима на форсаже ($M_{п}=0$, $H=0$). Этому режиму соответствует величина $F_{кр \max}$

Далее в программе “АСТРА-ВСХ” была получена потребная $F_{кр}$ на крейсерском бесфорсажном режиме ($M_{п}=0,8$, $H=11000\text{м}$). Этому режиму соответствует величина $F_{кр \min}$. Так же определим потребную $F_{кр}$ на сверхзвуковом режиме с максимальным форсажом ($M_{п}=2,2$, $H=20000\text{м}$), которая понадобится в дальнейших расчетах.

Результаты расчетов представим в таблице 1.3.2.1

Таблица 1.3.2.1 – Результаты термогазодинамического расчета

Режим работы		Взлетный	Кр.	Св./зв.
Полетные условия. Тип топлива				
Число Маха полета	---	0	0,8	2,2
Скорость полета	км/ч	0	850,22	2338,1
Скорость полета	м/с	0	236,17	649,46
Высота полета	м	0	11000	20000
Полное давление атмосферы	Па	101320	34576	58965
Полная температура атмосферы	К	288,16	244,49	427,09
Сопло				
Располагаемая степень понижения давления	---	3,559	5,423	17,136
Относительная пропускная способность	---	0,97	0,97	0,97
Коэфф. тяги сопла	---	0,995	0,995	0,995
Тяга сопла	кН	96,799	26,374	40,876
Площадь канала на входе	м ²	0,40454	0,40454	0,40454
Площадь критического сечения	м ²	0,28858	0,19102	0,28131
Эквивалентная площадь критического сечения	м ²	0,19102	0,19102	0,19102

Получили что $F_{вх}=0,4045 \text{ м}^2$, $F_{кр \max}=0,28858 \text{ м}^2$, $F_{кр \min}=0,19102 \text{ м}^2$.

Далее используя рекомендации [1] по величине угла раскрытия дозвуковой части α необходимо определить потребную длину дозвуковых створок.

Для бесфорсажных режимов (сопло максимально закрыто) рекомендовано принимать α до 40° , а на форсажных режимах (сопло максимально открыто) рекомендовано принимать α более 3° .

Придерживаясь рекомендаций назначаем для взлетного режима на форсаже $\alpha=13^\circ$. Далее прочерчиваем ее от входной площади $F_{вх}=0,4045 \text{ м}^2$ (от $R_{вх}=0,361\text{м}$) до критической $F_{кр \max}=0,28858 \text{ м}^2$ (до $R_{кр}=0,247\text{м}$) под углом $\alpha=13^\circ$ и замеряем ее длину (см. рисунок 3а). Получаем $L_{дозв}=0,255 \text{ м}$.

Далее находим величины α для крейсерского бесфорсажного и высотного режима в обратном порядке. Прочерчиваем створку длиной $L_{дозв}=0,255 \text{ м}$ от входной площади до критической для данных режимов, и измеряем получившийся угол α .

На крейсерском бесфорсажном режиме получаем $\alpha=26^\circ$.

На сверхзвуковом режиме с максимальным форсажом $\alpha=13.5^\circ$

Таким образом получен газодинамический тракт дозвуковой части сопла.

1.3.2 Сверхзвуковая часть.

Сверхзвуковая часть реактивного сопла состоит из внутренней и наружной части.

Рассмотрим внутреннюю сверхзвуковую часть.

Необходимо определить диапазон изменения потребной площади выходного сечения F_c . Для этого определим величины $F_{c \min}$ и $F_{c \max}$.

Методика определения F_c .

Составим уравнение неразрывности связывающее секундный расход газа в критическом и выходном сечении реактивного сопла.

$$G_{\Gamma \text{ ВХ}} = G_{\Gamma \text{ ВЫХ}}$$

$$p_{c. \text{ кр}}^* \cdot F_{c. \text{ кр}} \cdot q(\lambda_{c. \text{ кр}}) = p_c^* \cdot F_c \cdot q(\lambda_c)$$

Т. к. $\pi_c > \pi_{\text{кр}} = 1,85$, то реализуется сверхзвуковое истечение потока и $\lambda_{c. \text{ кр}} = 1$,

т.е. $q(\lambda_{c. \text{ кр}}) = 1$, тогда

$$F_c = \frac{p_{c. \text{ кр}}^* \cdot F_{c. \text{ кр}}}{p_c^* \cdot q(\lambda_c)}$$

$F_{c. \text{ кр}}$ - получаем в результате термогазодинамического расчета.

Для определения $q(\lambda_c)$ найдем величину приведенной скорости λ_c . Для этого по величине располагаемой степени понижения давления $\pi_{c. \text{ р.}}$

(получаем в термогазодинамическом расчете) определяется отношение (1) статического давления к полному в изоэнтропическом процессе расширения:

$$\pi(\lambda_{c_s}) = \frac{1}{\pi_{c. \text{ р.}}} \quad (1)$$

Далее по ГДФ [3] или по формуле (2) находим приведенную скорость λ_{c_s} .

$$\pi(\lambda_{c_s}) = \left[1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_{c_s}^2 \right]^{\left(\frac{k}{k-1} \right)} \quad (2)$$

По формуле (3), где $\varphi_c = 0,99$ - коэффициент потери скорости в сопле, который для современных ТРДДФ изменяется в пределах 0,97...0,995 (задается в АСТРА-ПР), находим приведенную скорость λ_c и соответственно $q(\lambda_c)$ по ГДФ или используя зависимость (4)

$$\lambda_c = \lambda_{c_s} \cdot \varphi_c \quad (3)$$

$$q(\lambda_{c_s}) = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\left(\frac{1}{k-1} \right)} \cdot \left[1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_{c_s}^2 \right]^{\left(\frac{1}{k-1} \right)} \quad (4)$$

Полные давления в критическом и выходном сечении можно определить по (5) и (6):

$$p_{c. \text{ кр}}^* = p_{ax}^* \cdot \sigma_{\text{доз}}, \quad (5)$$

$$p_c^* = p_{ax}^* \cdot \sigma_c, \quad (6)$$

где $p_{ax}^* = p_\phi^*$ - полное давление на входе в сопло равно полному давлению на выходе из форсажной камеры (получаем в термогазодинамическом расчете), $\sigma_{\partial оз}$ - коэффициент восстановления давления в дозвуковой части сопла, изменяется в пределах 0.96...0.98 [2]. Принимаем 0.97, σ_c - коэффициент восстановления давления в канале сопла.

Коэффициент восстановления давления в канале сопла определяется как отношение полных давлений на выходе из сопла и на входе в сопло по (7):

$$\sigma_c = \frac{p_c^*}{p_\phi^*} = \frac{\pi(\lambda_{cs})}{\pi(\lambda_c)} \quad (7)$$

Таким образом получаем формулу (8) для определения площади выходного сечения F_c

$$F_c = \frac{p_\phi^* \cdot \sigma_{\partial оз} \cdot F_{c.кр}}{p_\phi^* \cdot \sigma_c \cdot q(\lambda_c)} = \frac{0,97 \cdot F_{c.кр}}{\sigma_c \cdot q(\lambda_c)} \quad (8)$$

Определим величину F_c для трех рассчитанных режимов.

а) Взлетный режим ($M_\Pi=0$, $H=0$).

1. Из результатов расчета в “АСТРА-ПР” берем $\pi_{c.p.} = 3,56$.

2. Находим $\pi(\lambda_{cs})$ по отношению (1):

$$\pi(\lambda_{cs}) = \frac{1}{\pi_{c.p.}} = \frac{1}{3,56} = 0,281.$$

Тогда по (2) определяем $\lambda_{cs} = 1,381$.

3. Далее по формуле (3) находим λ_c :

$$\lambda_c = \lambda_{cs} \cdot \varphi_c = 1,381 \cdot 0,99,$$

а по (2) и (4) находим $q(\lambda_c) = 0,855$, $\pi(\lambda_c) = 0,29$.

4. Затем определяем σ_c по формуле (7):

$$\sigma_c = \frac{\pi(\lambda_{cs})}{\pi(\lambda_c)} = \frac{0,281}{0,29} = 0,965.$$

5. Находим F_c по формуле (8):

$$F_c = \frac{0,97 \cdot F_{c.кр}}{\sigma_c \cdot q(\lambda_c)} = \frac{0,97 \cdot 0,28858}{0,965 \cdot 0,855} = 0,338 \text{ м}^2.$$

б) Крейсерский бесфорсажный режим ($M_{\Pi}=0.8$, $H=11000\text{м}$).

1. Из результатов расчета в “АСТРА-ПР” берем $\pi_{c.p.} = 5,42$.

2. Находим $\pi(\lambda_{Cs})$ по отношению (1):

$$\pi(\lambda_{Cs}) = \frac{1}{\pi_{c.p.}} = \frac{1}{5,42} = 0,185.$$

Тогда по (2) определяем $\lambda_{Cs} = 1,555$.

3. Далее по формуле (9.3) находим λ_c :

$$\lambda_c = \lambda_{Cs} \cdot \varphi_c = 1,555 \cdot 0,99 = 1,539,$$

а по (2) и (4) находим $q(\lambda_c) = 0,709$, $\pi(\lambda_c) = 0,193$.

4. Затем определяем σ_c по формуле (7):

$$\sigma_c = \frac{\pi(\lambda_{Cs})}{\pi(\lambda_c)} = \frac{0,1845}{0,193} = 0,956$$

5. Находим F_c по формуле (8):

$$F_c = \frac{0,97 \cdot F_{c.kp}}{\sigma_c \cdot q(\lambda_c)} = \frac{0,97 \cdot 0,19102}{0,956 \cdot 0,709} = 0,273 \text{ м}^2$$

в) Сверхзвуковой режим с форсажом ($M_{\Pi}=2,2$, $H=20000\text{м}$).

1. Из результатов расчета в “АСТРА-ПР” берем $\pi_{c.p.} = 17,14$.

2. Находим $\pi(\lambda_{Cs})$ по отношению (9.1):

$$\pi(\lambda_{Cs}) = \frac{1}{\pi_{c.p.}} = \frac{1}{17,14} = 0,058.$$

Тогда по (9.2) определяем $\lambda_{Cs} = 1,891$.

3. Далее по формуле (9.3) находим λ_c :

$$\lambda_c = \lambda_{Cs} \cdot \varphi_c = 1,891 \cdot 0,99 = 1,872,$$

а по (9.2) и (9.4) находим $q(\lambda_c) = 0,372$, $\pi(\lambda_c) = 0,063$

4. Затем определяем σ_c по формуле (9.7):

$$\sigma_c = \frac{\pi(\lambda_{Cs})}{\pi(\lambda_c)} = \frac{0,058}{0,063} = 0,921$$

5. Находим F_c по формуле (9.8):

$$F_c = \frac{0,97 \cdot F_{c.кр}}{\sigma_c \cdot q(\lambda_c)} = \frac{0,97 \cdot 0,2813}{0,921 \cdot 0,372} = 0,796 \text{ м}^2$$

Получили, что $F_{c \min} = 0,273 \text{ м}^2$ соответствует крейсерскому бесфорсажному режиму, а $F_{c1 \max} = 0,796 \text{ м}^2$ соответствует сверхзвуковому режиму с максимальным форсажем. Но в целях снижения массы реактивного сопла на высотном режиме допускается зажатие F_c на 3%.

$$\text{Тогда } F_{c \max} = 0,97 F_{c1 \max} = 0,773 \text{ м}^2$$

Далее используя рекомендации [1] по величине угла раскрытия внутренних сверхзвуковых створок (угол Θ) необходимо определить их потребную длину.

По рекомендациям при малых $\pi_{c.p.} = 2,5 \dots 3,5$ для получения приемлемых характеристик угол раскрытия Θ выбирают равным $30' \dots 2^\circ$. Для больших $\pi_{c.p.} \approx 15$ оптимальный угол раскрытия Θ составляет $8 \dots 10^\circ$.

Назначаем угла раскрытия $\Theta = 1,5^\circ$ для взлетного режима (режим с малым $\pi_{c.p.}$). Определяем длину внутренних сверхзвуковых створок для обеспечения потребной площади $F_c = 0,338 \text{ м}^2$. Для этого прочерчиваем ее от критического сечения $F_{c.кр} = 0,288 \text{ м}^2$ (от $R_{кр} = 0,247 \text{ м}$) до выходного $F_c = 0,338 \text{ м}^2$ (до $R_c = 0,328 \text{ м}$) под углом $\Theta = 1,5^\circ$ и замеряем ее длину (см. рисунок 9.3а). Получаем, что $L_{св.вн.} = 0,79 \text{ м}$

Далее находим величины Θ для крейсерского бесфорсажного и высотного режима в обратном порядке. Прочерчиваем створку длиной $L_{св.вн.} = 0,79 \text{ м}$ от критического сечения до выходного для данных режимов (значения рассчитаны выше) и измеряем получившийся угол Θ .

На крейсерском бесфорсажном режиме получаем $\Theta = 3^\circ$.

На сверхзвуковом режиме с максимальным форсажем $\Theta = 13,5^\circ$

Рассмотрим наружную сверхзвуковую часть.

Чтобы получить хорошие характеристики сопла с внешним обдувом, необходимо плавное сопряжение диаметра миделя мотогондолы с диаметром среза сопла. Радиус сопряжения должен составлять по [1] $1 \dots 2$ диаметра

миделя мотогондолы. Оптимальный угол наклона касательной к профилю внешнего обвода сопла β на крейсерском бесфорсажном режиме должен составлять $16..20^\circ$, а на сверхзвуковом с максимальным форсажом $\beta=1...3^\circ$.

Прочерчиваем наружную сверхзвуковую створку на крейсерском бесфорсажном режиме с углом $\beta=16^\circ$ (см. рисунок 3а). Далее сохраняя ее форму прочерчиваем ее на других режимах и получаем для них следующие значения β :

На сверхзвуковом режиме с максимальным форсажом $\beta=3,5^\circ$.

На взлетном режиме $\beta=13^\circ$.

Таким образом сформирован газодинамический тракт сверхзвуковой части сопла.

Изобразим газодинамические тракты реактивного сопла на 3 режимах на рисунке 1.3.2.1, а найденные параметры сопла сведем в таблицу 1.3.2.2.

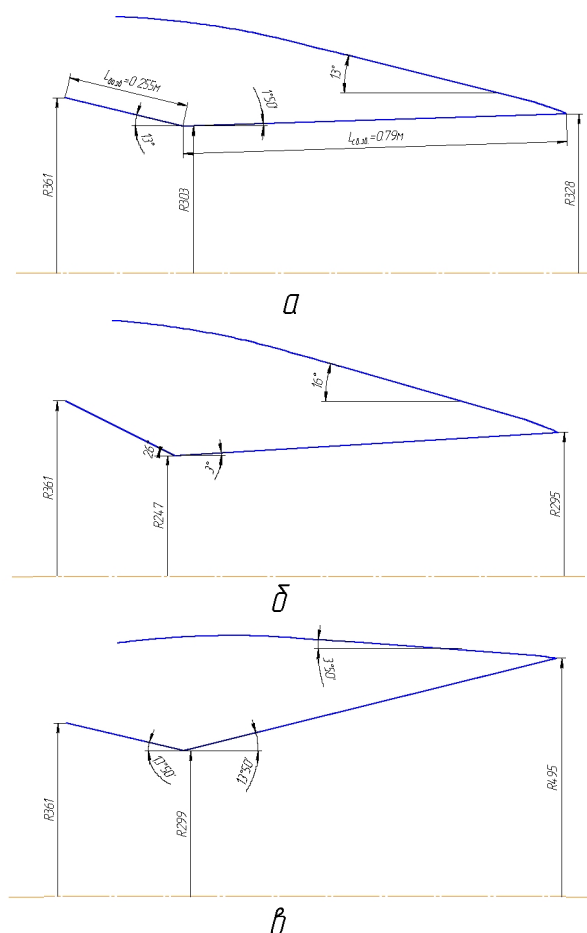


Рисунок 1.3.2.1 - Газодинамические тракты реактивного сопла на 3 режимах:

а – $M_{II}=0$, $H=0$, б – $M_{II}=0.8$, $H=11000\text{м}$, в – $M_{II}=2.2$, $H=20000\text{м}$

Таблица 1.3.2.2 - Геометрические параметры реактивного сопла

№	Режим Работы двигателя	$F_{вх},$ $м^2$	$D_{вх},$ м	$F_{кр},$ $м^2$	$D_{кр},$ м	$F_{с},$ $м^2$	$D_{с},$ м	$\alpha,$ град	$\Theta,$ град	$\beta,$ град
1	$M_{II}=0,$ $H=0$ км макс. ф.	0,403	0,722	0,288	0,606	0,338	0,656	13	1,5	13
2	$M_{II}=0.8,$ $H=11$ км Кр. б/ф	0,403	0,722	0,191	0,494	0,273	0,590	26	3	16
3	$M_{II}=2.2,$ $H=20$ км Макс. ф.	0,403	0,722	0,281	0,598	0,773	0,990	13	13,5	3,5

1.4 Конструкция реактивного сопла двигателя АМ-100

1.4.1 Кинематическая схема реактивного сопла

Изобразим схему реактивного сопла на рисунке 1.4.1.1.

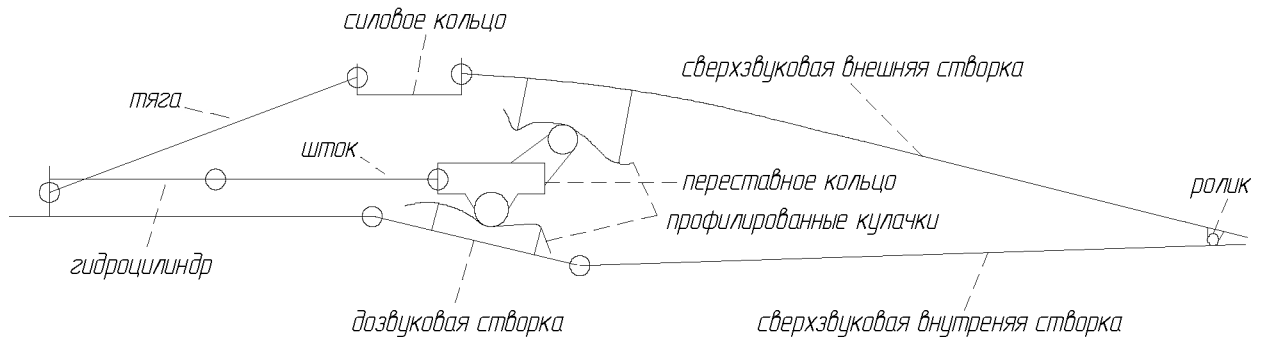


Рисунок 1.4.1.1 – Кинематическая схема реактивного сопла

Дозвуковая створка крепится шарнирно к корпусу форсажной камеры. С ней шарнирно соединена сверхзвуковая внутренняя створка. Внешняя сверхзвуковая створка шарнирно подвешена на силовое кольцо, которое жестко соединено с корпусом форсажной камеры при помощи тяг, образующих ферму. На внешней сверхзвуковой створке имеется ролик, который входит в зацепление с направляющими рельсами, расположенными на внутренней сверхзвуковой створке и образуют подвижное соединение. Управление соплом осуществляется одной группой гидроцилиндров, штоки которых соединены с переставным кольцом. На переставном кольце имеются два ролика, контактирующие с профилируемыми кулачками. Один выполняет управление площадью $F_{кр}$, а второй площадью F_c .

1.4.2 Упрощенный алгоритм профилирования кулачка и определения длины направляющих рельс

Для выполнения этих задач необходимо прорисовать упрощенную кинематическую схему в трех рассчитанных режимах (см. приложение Е).

Шаг 1. Прорисовываем взлетный режим с рассчитанными диаметрами проходных сечений и углами раскрытия створок. Шток гидроцилиндра на данном режиме выпущен наполовину.

Шаг 2. Затем задвигаем шток, уменьшая его длину и прорисовываем крейсерский бесфорсажный режим с рассчитанными диаметрами проходных сечений и углами раскрытия створок. Далее соединяем сплайнами следы роликов от режимов №1 и №2(след от режима №2 прорисован основной линией, след от режима №1 прорисован штриховой линией) и получаем часть профиля кулачка для управления реактивным соплом на дозвуковых скоростях полета.

Шаг 3. Затем выдвигаем шток на полную длину и аналогично прорисовываем высотный форсажный режим, соединяем сплайнами следы роликов от режимов №1 и №3 (след от режима №3 прорисован основной линией, а след от режима №1 прорисован штриховой линией) и получаем часть профиля кулачка для управления реактивным соплом на сверхзвуковых скоростях полета.

Аналогично определяется потребная длина направляющих рельс, что так же показано в приложении А.

1.4.3 Конструкция дозвуковой части

В сверхзвуковом сопле Лавалья газовый поток расширяется до сверхзвуковой скорости. Газ движется по соплу с ускорением, поэтому при малой скорости, когда плотность меняется незначительно, площадь надо уменьшать (дозвуковая часть сопла). Дальнейшее увеличение скорости сопровождается падением давления и плотности, и при достижении скорости звука плотность газа уменьшается обратно пропорционально скорости (начиная с критического сечения). Дальнейшее увеличение скорости, согласно уравнению неразрывности, требует увеличения площади F (сверхзвуковая часть сопла).

Дозвуковая часть сопла крепится к корпусу форсажной камеры при помощи фланцевого соединения и состоит из следующих основных элементов:

1. Дозвуковые управляемые створки.
2. Дозвуковые проставки.

Дозвуковые управляемые створки представляют собой прямоугольные пластины с поперечными ребрами жесткости и двумя продольными ребрами на которых имеются проушины для крепления сверхзвуковых створок и к которым крепятся профилированные кулачки при помощи болтов. Дозвуковые проставки представляют собой трапециевидные пластины с поперечными ребрами жесткости. Они крепятся к дозвуковым створкам при помощи шпилек и имеют ограничитель хода. Конструкция дозвуковой части сопла изображена на рисунке 1.4.3.1.

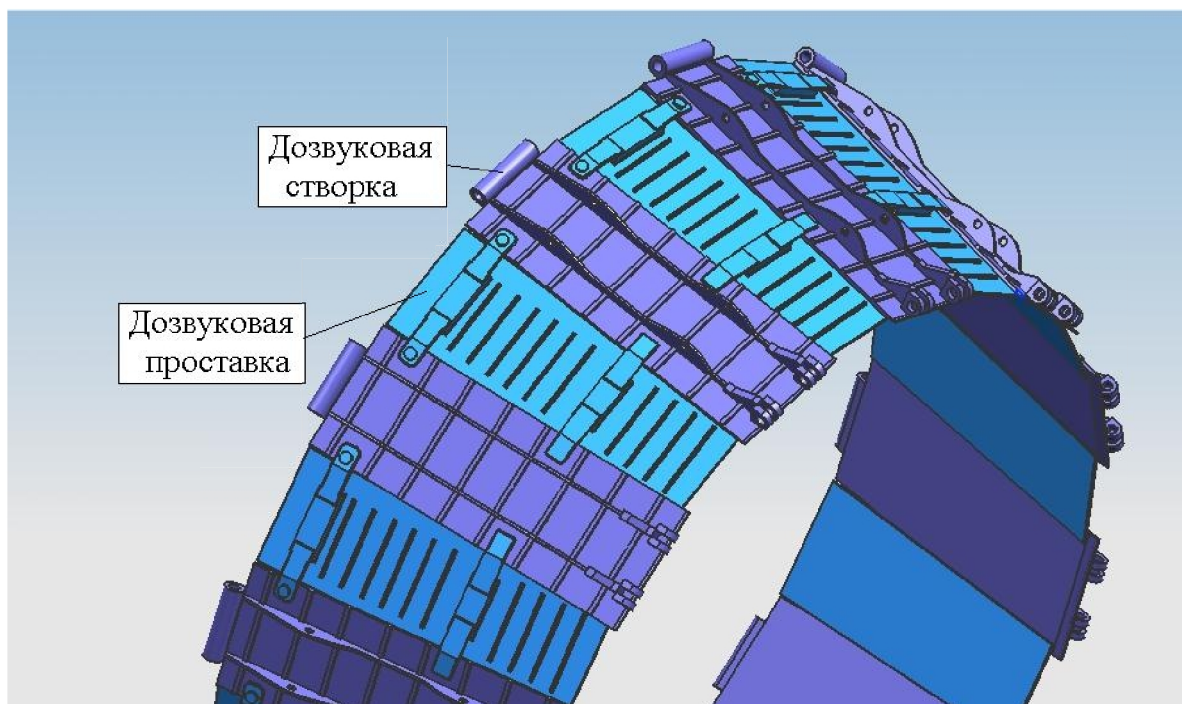


Рисунок 1.4.3.1- Дозвуковая часть сопла

1.4.4 Конструкция сверхзвуковой части

Сверхзвуковая часть сопла состоит из следующих основных элементов:

1. Сверхзвуковые внутренние створки.
2. Сверхзвуковые проставки.
3. Сверхзвуковые наружные створки.

Сверхзвуковые внутренние створки представляют собой прямоугольные пластины с силовыми коробками, увеличивающей их жесткость. Они подвешиваются на проушины дозвуковых управляемых створок с одной стороны, а с другой имеют рельсы, входящие в соединение с роликом сверхзвуковой наружной створки. Сверхзвуковые проставки представляют собой трапециевидные пластины, на которых имеются четыре оси для крепления системы центрирования с первым коромыслом (ограничитель хода проставки) и платформу для крепления второго коромысла. При помощи этой системы происходит подвес проставок на сверхзвуковые внутренние створки. Сверхзвуковые внутренние створки и проставки представлены на рисунке 1.4.4.1.

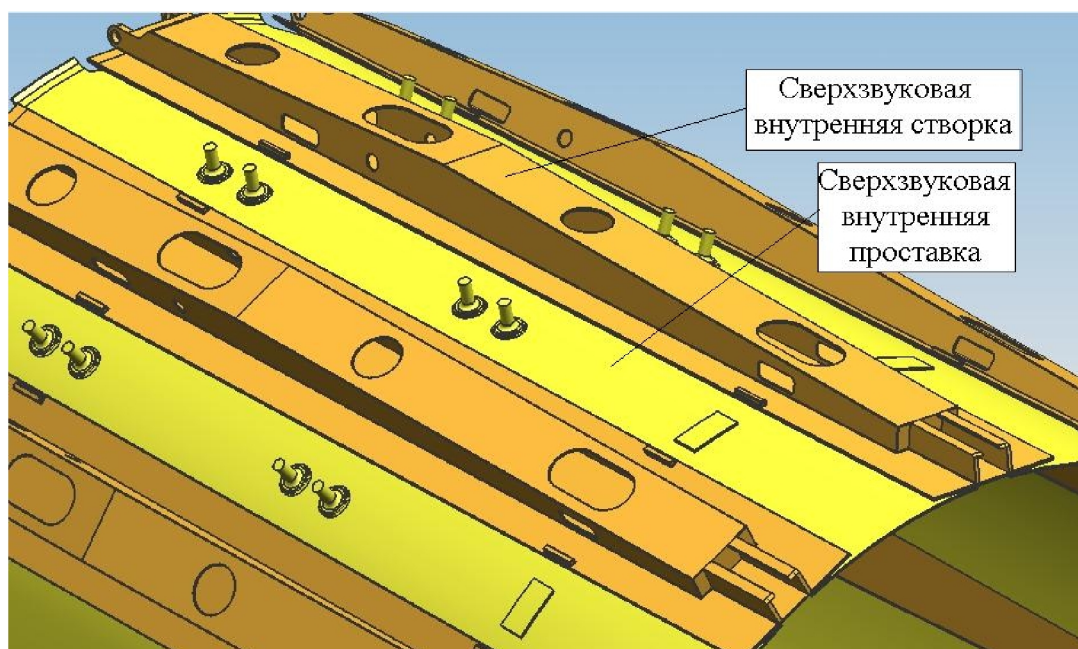


Рисунок 1.4.4.1.- Сверхзвуковые внутренние створки и проставки

Сверхзвуковые наружные створки представляют собой трапецевидные пластины с силовыми коробками, увеличивающими их жесткость, на которых расположены профилированные кулачки, имеющие профилированные поверхности с внутренней и наружной стороны. Створки подвешиваются проушинами к силовому кольцу. С другой стороны створки имеют два ролика, входящие в зацепление со сверхзвуковыми внутренними створками. Сверхзвуковые наружные створки представлены на рисунке 1.4.4.2.

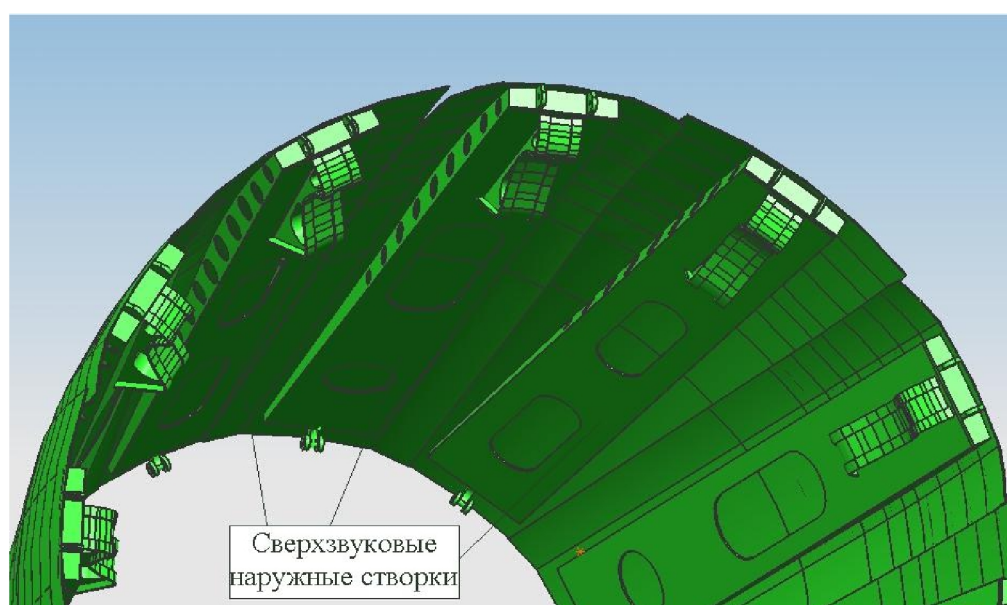


Рисунок 1.4.4.2.- Сверхзвуковые наружные створки

1.4.5 Система управления реактивным соплом

Система управления реактивного сопла состоит из следующих основных элементов:

1. Три гидроцилиндра (одна группа).
2. Передвижное кольцо.
3. Профилированные кулачки дозвуковой части.

Гидроцилиндры крепятся к силовому кольцу форсажной камеры болтовым соединением. Штоки гидроцилиндров соединяются с проушинами передвигного кольца, которое состоит из двух силовых колец соединенных сваркой двумя листами. На расположены два ряда проушин для осей, на которых расположены ролики, перемещающиеся по профилированным кулачкам. Кулачки состоят из профилированной поверхности продольного ребра жесткости и стойки с ножками. Особенность профилированной поверхности состоит в том, что она выполняется с высокой чистотой и сверху и снизу т.к. по ним происходит контакт с роликами. Система управления реактивным соплом представлена на рисунке 1.4.5.1.

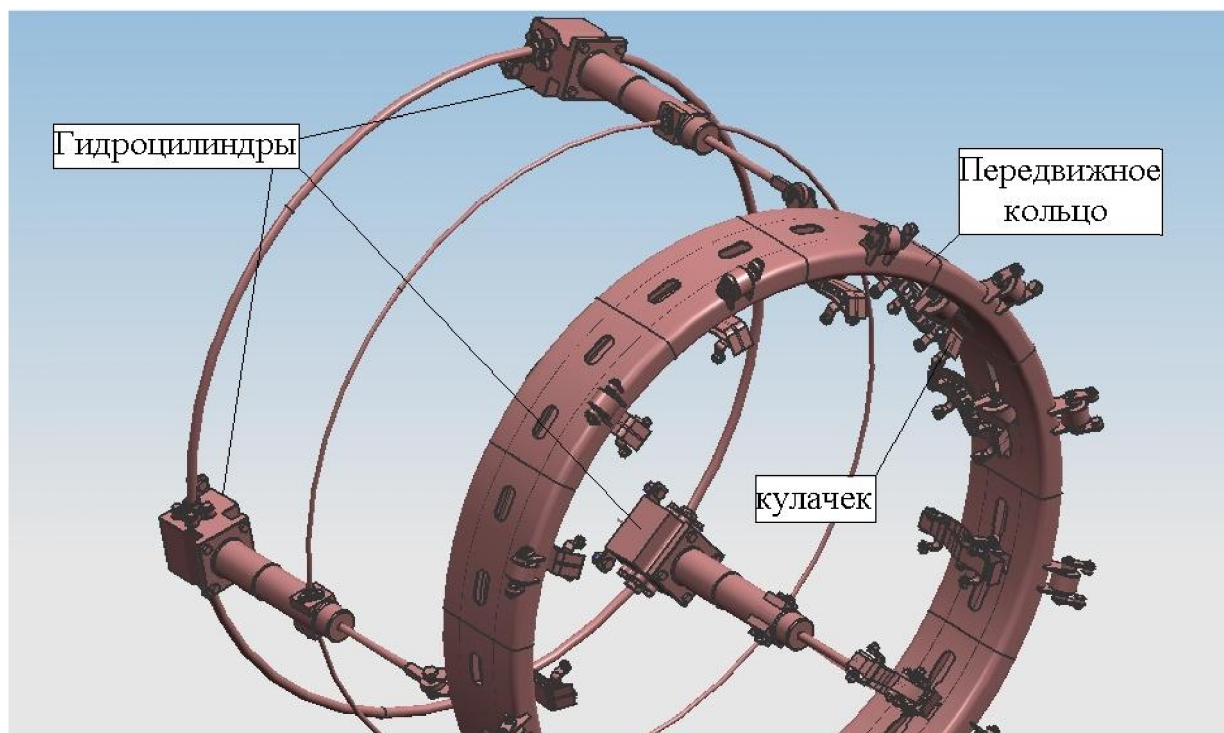


Рисунок 1.4.5.1.– Система управления

1.4.6 Система центрирования сверхзвуковых проставок

Система центрирования состоит из рычагов и тяг шарнирно соединенных между собой и образующих пространственную конструкцию. Она крепится к сверхзвуковым проставкам болтами, а своими тягами проходит через отверстия в коробке сверхзвуковых внутренних створок. Также в систему центрирования входят два коромысла. Первое коромысло крепится к двум передним осям на сверхзвуковой проставке, а второе приваривается своим основанием к платформе на проставке. При движении сверхзвуковых створок концы коромысла скользят по каналу. А так как канал имеет определенную длину и расположение на створке, то проставка в любой момент времени занимает строго определенное положение. Таким образом система центрирования исключает выход из зацепления створок и проставок и не дает соплу раскрыться на величину большую, чем допустимая и кроме того одновременно является элементом подвески проставок к створкам.

Конструкция этой системы представлена на рисунке 1.4.6.1.

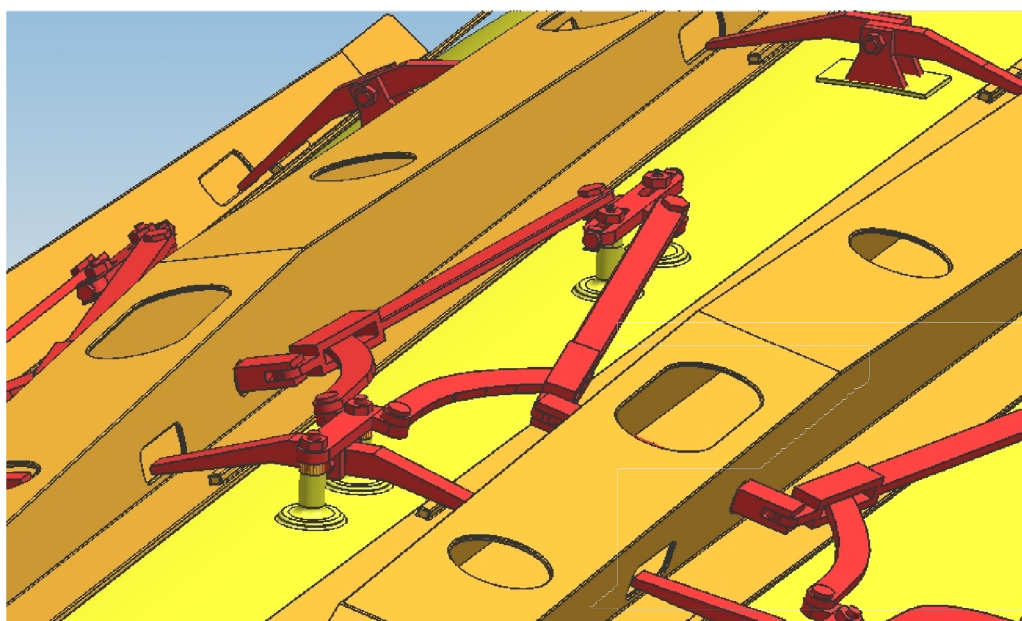


Рисунок 1.4.6.1. – Система центрирования

1.4.7 Система синхронизации реактивного сопла

Система синхронизации необходима для одновременного раскрытия или прикрытия критического и выходного сечения для избегания заклинивания створок и проставок. Учитывая конструкцию данного реактивного сопла для синхронного движения створок и проставок достаточно обеспечить движение передвижного кольца без перекосов относительно оси двигателя. Для этого необходимо обеспечить одинаковый выход штоков гидроцилиндров. Для выполнения этой задачи применим механическую обратную связь в гидроцилиндрах "гибкий валик". Его принципиальная схема изображена на рисунке 1.4.7.1.

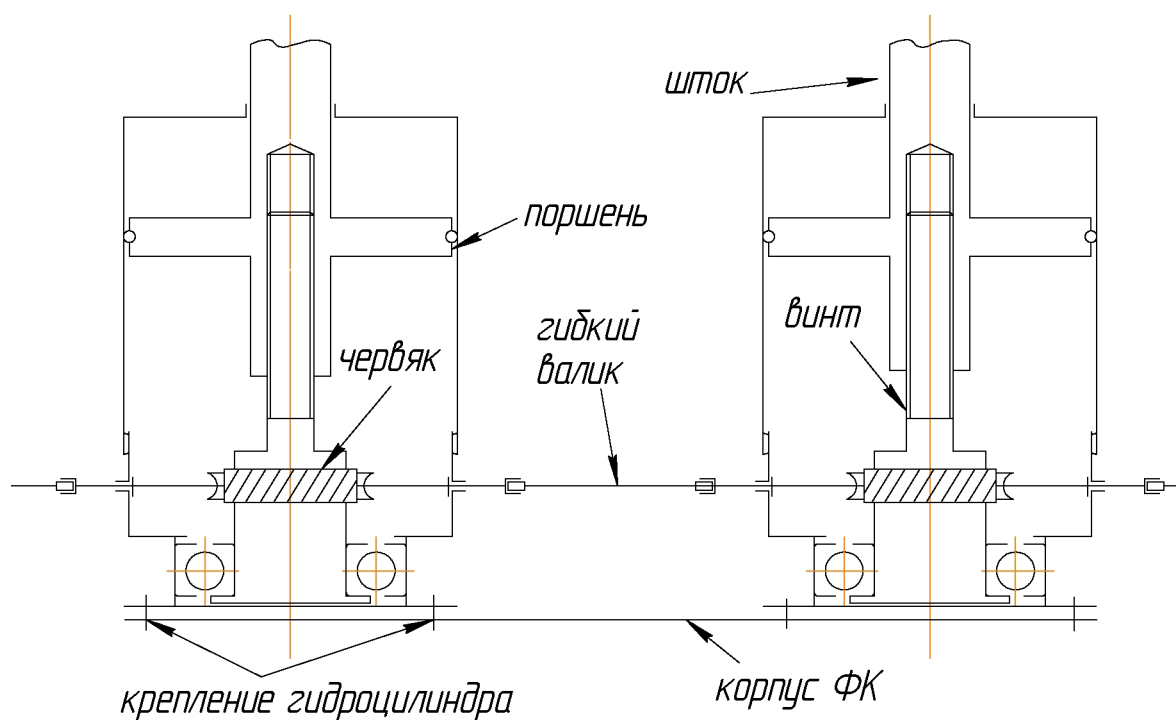


Рисунок 1.4.7.1. – Схема системы синхронизации (гибкий валик).

Принцип работы заключается в следующем. При перемещении штока начинает вращаться винт и передает вращение через червячную передачу гибкому валику, который соединяется со следующим гидроцилиндром. Если один винт начинает запаздывать, то через гибкие валики от двух соседних гидроцилиндров он получает дополнительный импульс и начнет ускоряться до тех пор, пока скорости соседних штоков не выровняются.

1.4.8 Объемная модель проектируемого сопла

Представим объемную модель всережимного реактивного сопла двигателя АМ-100 на рисунках 1.4.8.1 и 1.4.8.2 выполненную в системе UG.

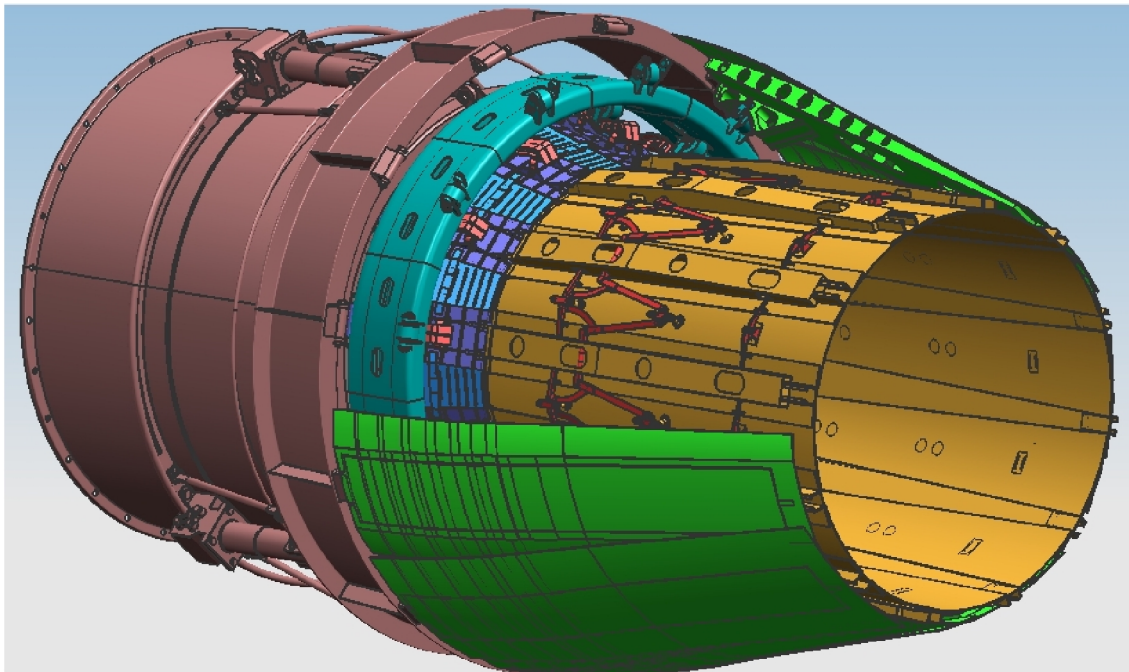


Рисунок 1.4.8.1 – Объемная модель реактивного сопла двигателя АМ-100 с вырезом в 1/4

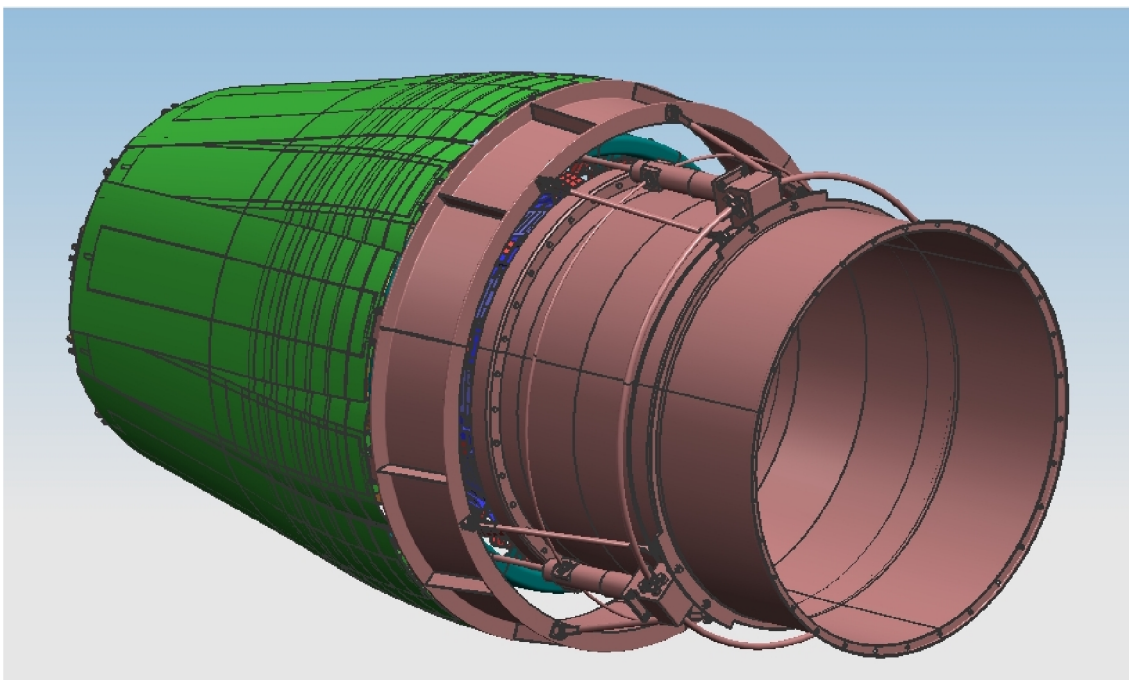


Рисунок 1.4.8.2 – Объемная модель реактивного сопла двигателя АМ-100

2 Расчеты на прочность элементов реактивного сопла

Для расчетов на прочность необходимо определить усилия, действующие на элементы сопла при его работе. Во время работы двигателя на определенном режиме на створки сопла действуют газовые силы, а система управления реактивного сопла противодействует им и обеспечивает необходимые величины критического и выходного сечений. На проектируемом двигателе система управления реактивного сопла состоит из одной группы гидроцилиндров, в которую входят три гидроцилиндра. Определим требуемую площадь гидроцилиндра, необходимую для осуществления управления реактивным соплом. Для этого необходимо найти максимальное усилие на один гидроцилиндр при проектировании сопла.

Для решения этой задачи рассмотрим два режима работы двигателя с наибольшим нагружением элементов сопла.

2.1 Взлетный режим $M_n=0$, $H=0$ (максимальный форсаж)

Изобразим расчетную схему сопла на данном режиме на рисунке 2.1.1.

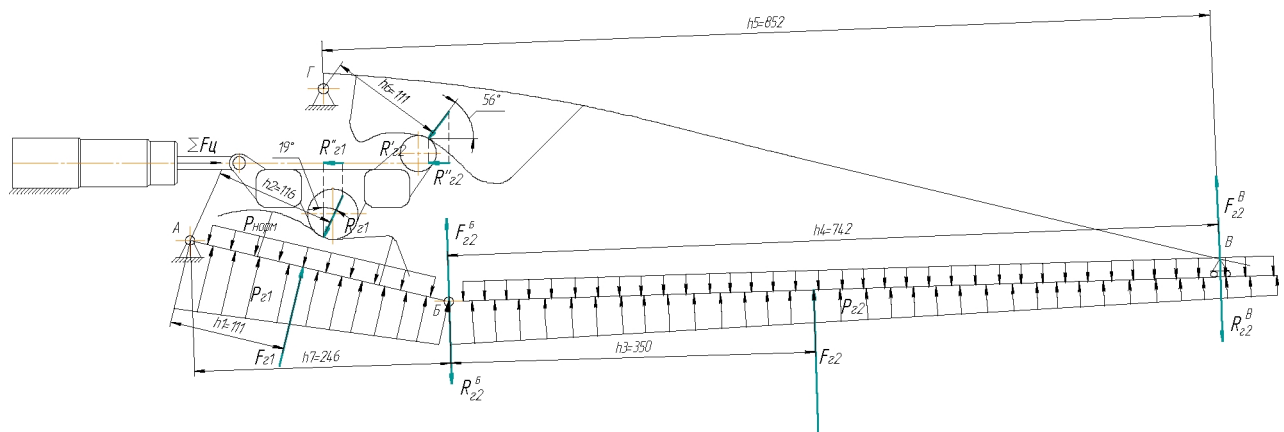


Рисунок 2.1.1 - Расчетная схема сопла

1. Определим газовую силу F_{z1} , действующую на дозвуковые створки:

Разобьем дозвуковую створку сопла на 5 участков.

Считая, что площадь сопла по длине створки изменяется линейно (т.к. створки прямые), проведя интерполяцию, получим изменение площади сопла

по длине створки:

$$F_i = F_{ax} - \frac{F_{ax} - F_{kp}}{20 - 1} \cdot (i - 1),$$

где $F_{ax}=0,409 \text{ м}^2$,

$F_{kp}=0,288 \text{ м}^2$.

Из формулы расхода находим $q(\lambda_i)$:

$$q(\lambda_i) = \frac{G \cdot \sqrt{T_1^*}}{p_i^* \cdot m_e \cdot F_i}$$

Значения λ_i получаем используя ГДФ $q(\lambda)$. Далее вычисляются значения ГДФ $\pi(\lambda_i)$, после чего находим статическое давление p_i на каждом участке по формуле:

$$p_i = p_i^* \cdot \pi(\lambda)$$

Результаты расчетов сведем в таблицу 2.1.1.

Таблица 2.1.1 – Определение силы, действующей на створки

i	1	2	3	4	5
$D_i, \text{ м}^2$	0.722	0.693	0.664	0.635	0.606
$F_i, \text{ м}^2$	0,408	0,378	0,348	0,318	0,288
p_i^*	360.7	357.5	355.2	352.5	349.9
$q(\lambda_i)$	0,64	0,684	0,73	0,91	1
λ_i	0,438	0,516	0,607	0,724	1
$\pi(\lambda_i)$	0,895	0,856	0,806	0,732	0,54
$p_i, \text{ кПа}$	322.8	289,4	255,9	222,4	188.9
$\Delta S_i, \text{ м}^2$	0,113	0,109	0,104	0,099	0,094

Находим силы, действующие на каждом из 5 участков створок и суммируя их находим равнодействующую газовых сил на дозвуковые створки:

$$F_{\Sigma} = \sum_{i=1}^5 p_i \cdot \Delta S_i = 142,9 \text{ кН}.$$

После чего можно определить точку приложения равнодействующей газовых сил по формуле:

$$a_{II} = \frac{\sum_i^n p_i \cdot \Delta S \cdot L_c \cdot \frac{2 \cdot i - 1}{2 \cdot n}}{F_{\varepsilon_1}} = 0,111 \text{ м}$$

где L_c – длина створки. $L_c=0.255$.

На внешнюю поверхность дозвуковой створки будет действовать сила:

$$F_{нор} = \bar{p}_2 \cdot p_H \cdot \pi \cdot L_c \cdot (R_1 - R_{кр}),$$

где p_H - берется из АСТРА-ВСХ для данного режима работы

$\bar{p}_2$ - относительное давление над дозвуковой створкой. Оно зависит от скорости полета и режима работы двигателя и определяется из зависимости на рисунке 2.1.2:

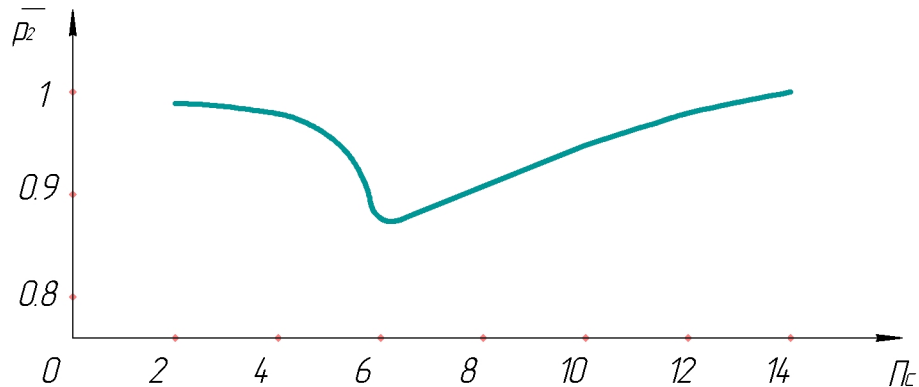


Рисунок 2.1.2 – Зависимость $\bar{p}_2$ от π_c

При $\pi_c = 3.56$ (берем из АСТРА-ВСХ) из графика определяем, что $\bar{p}_2 = 0,98$.

Тогда:

$$F_{нор} = 0,98 \cdot 101,325 \cdot 3,14 \cdot 0,255 \cdot (0,361 + 0,303) = 53,9 \text{ кН}.$$

Результирующая сила, действующая на створки, будет:

$$F_{\varepsilon_1 \Sigma} = F_{\varepsilon_1} - F_{нор} = 142,9 - 53,9 = 89 \text{ кН}.$$

2. Определим газовую силу F_{ε_2} , действующую на внутренние сверхзвуковые створки.

Разобьем внутреннюю сверхзвуковую створку сопла на 5 участков.

Считая, что площадь сопла по длине створки изменяется линейно (т.к. створки прямые), проведя интерполяцию, получим изменение площади сопла по длине створки:

$$F_i = F_{кр} + \frac{F_c - F_{кр}}{20 - 1} \cdot (i - 1)$$

где $F_c = 0,338 \text{ м}^2$,

$F_{кр} = 0,288 \text{ м}^2$.

Из формулы расхода находим $q(\lambda_i)$:

$$q(\lambda_i) = \frac{G \cdot \sqrt{T_1^*}}{p_i^* \cdot m_e \cdot F_i}$$

Значения λ_i получаем используя ГДФ $q(\lambda)$. Далее вычисляются значения ГДФ $\pi(\lambda_i)$, после чего находим статическое давление p_i на каждом участке по формуле:

$$p_i = p_i^* \cdot \pi(\lambda)$$

Результаты расчетов сведем в таблицу 2.1.2.

Таблица 2.1.2 – Определение силы, действующей на створки

i	1	2	3	4	5
$D_i, \text{ м}^2$	0.606	0.6185	0.631	0.6435	0.656
$F_i, \text{ м}^2$	0,288	0,300	0,313	0,326	0,338
p_i^*	349,9	349.8	349.7	349.6	349.5
$q(\lambda_i)$	1	0,964	0,927	0,891	0.855
λ_i	1	1,179	1,257	1,316	1,367
$\pi(\lambda_i)$	0,54	0,413	0,36	0,322	0,29
$p_i, \text{ кПа}$	188,9	144,5	125,9	112,7	101,5
$\Delta S_i, \text{ м}^2$	0,304	0,3085	0,313	0,3175	0,322

Находим силы, действующие на каждом из 5 участков створок и суммируя их находим равнодействующую газовых сил на дозвуковые створки:

$$F_{\Sigma} = \sum_{i=1}^5 p_i \cdot \Delta S_i = 209,9 \text{ кН}.$$

Далее определим точку приложения равнодействующей газовых сил по формуле:

$$a_{\Pi} = \frac{\sum_i^n p_i \cdot \Delta S \cdot L_c \cdot \frac{2 \cdot i - 1}{2 \cdot n}}{F_{\Sigma}} = 0,35 \text{ м},$$

где L_c – длина створки. $L_c=0,790$.

На внешнюю поверхность внутренних сверхзвуковых створок будет действовать сила:

$$F_{\text{нор}} = 0,98 \cdot 101,325 \cdot 3,14 \cdot 0,790 \cdot (0,303 + 0,328) = 158,6 \text{ кН}.$$

где $\bar{p}_2 = 0,98$ определено по графику 14 при $\pi_c = 3.54$ (берем из АСТРА-ВСХ)

Результирующая сила, действующая на створки, будет:

$$F_{\Sigma} = F_{\Sigma} - F_{\text{нор}} = 209,9 - 158,6 = 51,3 \text{ кН}.$$

3. Далее найдем суммарную силу, действующую на гидроцилиндры ΣF_y , как сумму проекций реакций на ось штока, действующих от дозвуковых створок $R_{\Sigma 1}''$ и от внутренних сверхзвуковых створок $R_{\Sigma 2}''$ (см. рисунок 9.13), т.е.

$$\Sigma F_y = R_{\Sigma 1}'' + R_{\Sigma 2}''$$

Определим реакцию $R_{\Sigma 2}''$.

Составим уравнение моментов относительно шарнира Б и найдем реакцию, действующую в шарнире В:

$$R_{\Sigma 2}^B = \frac{F_{\Sigma 2} \cdot h_3}{h_4} = \frac{51,3 \cdot 350}{742} = 24 \text{ кН}$$

Тогда $F_{\Sigma 2}^B = -R_{\Sigma 2}^B$.

Составим уравнение моментов относительно шарнира Г и найдем реакцию, действующую в зацеплении профилированного кулачка (на наружной сверхзвуковой створке) с роликом:

$$R_{\Sigma 2}' = \frac{F_{\Sigma 2}^B \cdot h_5}{h_6} = \frac{24 \cdot 852}{111} = 185 \text{ кН}$$

Спроецируем полученную реакцию на направление оси штока гидроцилиндра:

$$R_{\Sigma 2}'' = R_{\Sigma 2}' \cdot \cos 56 = 103,4 \text{ кН}$$

Определим реакцию $R_{\Sigma 1}''$.

Найдем $R_{\Sigma 2}^B$ из уравнения:

$$R_{\Sigma 2}^B + R_{\Sigma 2}^B = F_{\Sigma 2}$$

$$R_{z2}^B = F_{z2} - R_{z2}^B = 51,3 - 24, = 26,3 \text{ кН}$$

Тогда $F_{z2}'' = -R_{z2}''$.

Составим уравнение моментов относительно шарнира А и найдем реакцию, действующую в зацеплении профилированного кулачка (на дозвуковой створке) с роликом:

$$R_{z1}' = \frac{F_{z1}' \cdot h1 + F_{z2}^B \cdot h7}{h2} = \frac{89 \cdot 111 + 26,3 \cdot 246}{116} = 140 \text{ кН}$$

Спроецируем полученную реакцию на направление оси штока гидроцилиндра:

$$R_{z1}' = R_{z1}' \cdot \sin 19^\circ = 45,5 \text{ кН}$$

Получаем, что гидроцилиндры должны противодействовать усилию, равному

$$\sum F_{\text{ц}} = 45,5 + 103,4 = 148,9 \text{ кН}$$

2.2 Сверхзвуковой режим $M_{\text{п}}=2.2$, $H=20000\text{м}$

(с максимальным форсажем)

Изобразим расчетную схему сопла на данном режиме на рисунке 2.2.1.

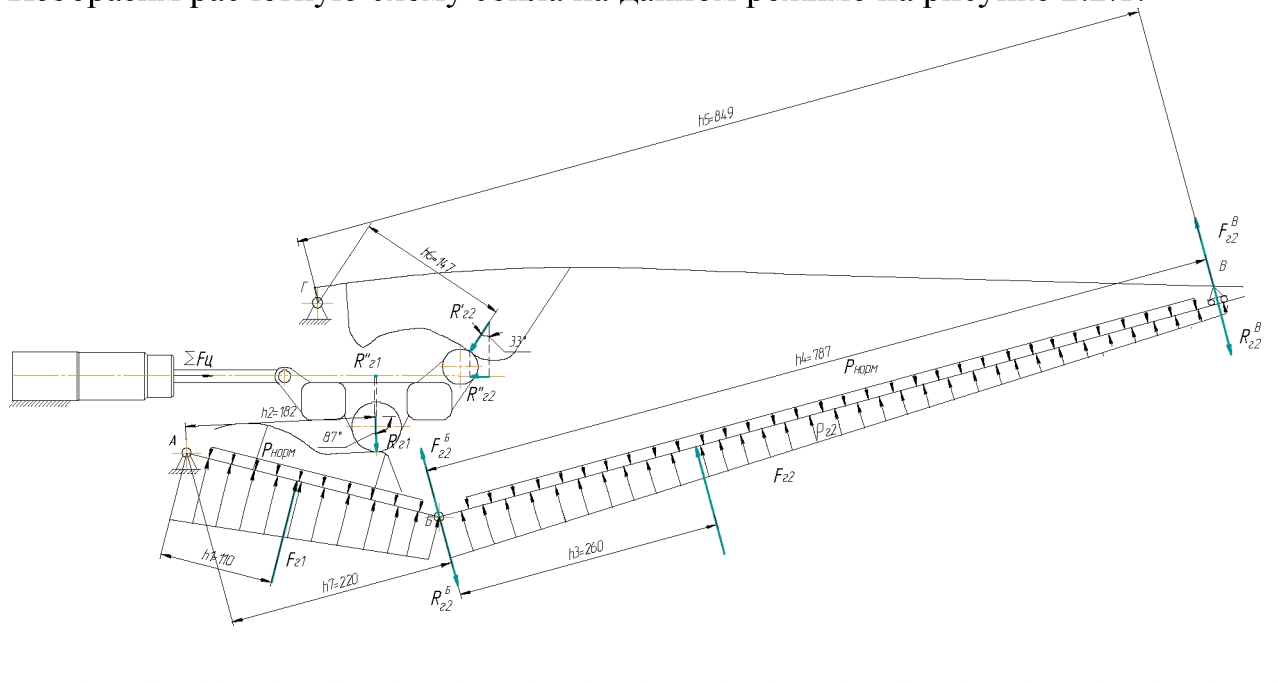


Рисунок 2.2.1 - Расчетная схема сопла.

Определение газовой силы F_{z1} , газовой силы F_{z2} и суммарной силы, действующую на гидроцилиндры $\sum F_{\text{ц}}$ выполняется аналогично пункту 2.1.

1. Определим газовую силу F_{z1} , действующую на дозвуковые створки.

Результаты расчетов сведем в таблицу 2.2.1

Таблица 2.2.1 – Определение силы, действующей на створки

i	1	2	3	4	5
$D_i, \text{м}^2$	0.722	0.691	0.660	0.629	0.598
$F_i, \text{м}^2$	0,408	0,3765	0,345	0,3135	0,282
p_i^*	107,1	106,3	105,5	104,7	103,9
$q(\lambda_i)$	0,61	0,708	0,806	0,903	1
λ_i	0,414	0,496	0,592	0,712	1
$\pi(\lambda_i)$	0,906	0,867	0,814	0,741	0,54
$p_i, \text{кПа}$	106,2	92,2	85,9	74,5	56,1
$\Delta S_i, \text{м}^2$	0,113	0,109	0,103	0,098	0,093

Находим силы, действующие на каждом из 5 участков створок и суммируя их находим равнодействующую газовых сил на дозвуковые створки:

$$F_{z1} = \sum_{i=1}^5 p_i \cdot \Delta S_i = 43,2 \text{ кН}.$$

После чего можно определить точку приложения равнодействующей газовых сил:

$$a_{\Pi} = \frac{\sum_i^n p_i \cdot \Delta S \cdot L_c \cdot \frac{2 \cdot i - 1}{2 \cdot n}}{F_{z1}} = 0,110 \text{ м},$$

Где L_c – длина створки. $L_c=0.255$.

На внешнюю поверхность дозвуковой створки будет действовать сила:

$$F_{\text{нор}} = 5,5 \cdot 3,14 \cdot 0,255 \cdot (0,361 + 0,299) = 1,5 \text{ кН}.$$

где $\bar{p}_2 = 1$ определено по графику 14 при $\pi_c = 19.4$ (берем из АСТРА-ВСХ)

Результирующая сила, действующая на створки, будет:

$$F_{z1\Sigma} = F_{z1} - F_{\text{нор}} = 43,2 - 1,5 = 41,7 \text{ кН}.$$

2. Определим газовую силу F_{z2} , действующую на внутренние сверхзвуковые створки.

Результаты расчетов сведем в таблицу 2.2.2.

Таблица 2.2.2 – Определение силы, действующей на створки

i	1	2	3	4	5
$D_i, \text{ м}^2$	0.598	0.696	0.794	0.892	0.990
$F_i, \text{ м}^2$	0,282	0,404	0,526	0,648	0,771
p_i^*	103,9	102,3	100,8	99,3	97,7
$q(\lambda_i)$	1	0,847	0,694	0,541	0,389
λ_i	1	1,378	1,554	1,707	1,855
$\pi(\lambda_i)$	0,54	0,283	0,185	0,117	0,068
$p_{i, \text{кПа}}$	56,1	29	18,6	11,6	6,6
$\Delta S_i, \text{ м}^2$	0,321	0,3635	0,406	0,4485	0,491

Находим силы, действующие на каждом из 5 участков створок и суммируя их находим равнодействующую газовых сил на дозвуковые створки:

$$F_{\varepsilon_2} = \sum_{i=1}^5 p_i \cdot \Delta S_i = 44,5 \text{ кН}.$$

Далее определим точку приложения равнодействующей газовых сил по формуле:

$$a_{II} = \frac{\sum_i^n p_i \cdot \Delta S \cdot L_c \cdot \frac{2 \cdot i - 1}{2 \cdot n}}{F_{\varepsilon_2}} = 0,26 \text{ м},$$

где L_c – длина створки. $L_c=0.790$.

На внешнюю поверхность внутренних сверхзвуковых створок будет действовать сила:

$$F_{\text{нор}} = 5,5 \cdot 3,14 \cdot 0,790 \cdot (0,299 + 0,495) = 10,8 \text{ кН}.$$

где $\bar{p}_2 = 1$ определено по графику 14 при $\pi_c = 19.4$ (берем из АСТРА-ВСХ)

Результирующая сила, действующая на створки, будет:

$$F_{\varepsilon_2 \Sigma} = F_{\varepsilon_2} - F_{\text{нор}} = 44,5 - 10,8 = 33,7 \text{ кН}.$$

3. Далее найдем суммарную силу, действующую на гидроцилиндры $\sum F_{\text{г}}$. Найдем реакцию $R_{\varepsilon_2}^B$.

$$R_{\varepsilon_2}^B = \frac{F_{\varepsilon_2} \cdot h_3}{h_4} = \frac{33,7 \cdot 260}{787} = 11,1 \text{ кН}$$

Тогда $F_{\varepsilon_2}^B = -R_{\varepsilon_2}^B$

$$R_{z2}'' = \frac{F_{z2}^B \cdot h5}{h6} = \frac{11,1 \cdot 849}{147} = 64,3 \text{ кН}$$

$$R_{z2}'' = R_{z2}' \cdot \sin 33 = 35 \text{ кН}$$

Найдем реакцию R_{z1}'' .

$$R_{z2}^B = F_{z2} - R_{z2}^B = 33,7 - 11,1 = 22,6 \text{ кН}$$

Тогда $F_{z2}^B = -R_{z2}^B$

$$R_{z1}' = \frac{F_{z1} \cdot h1 + F_{z1}^B \cdot h7}{h2} = \frac{41,7 \cdot 111 + 22,6 \cdot 220}{182} = 52,7 \text{ кН}$$

$$R_{z1}'' = R_{z1}' \cdot \cos 87^\circ = 2,8 \text{ кН}$$

Получаем, что гидроцилиндры должны противодействовать усилию, равному

$$\sum F_{\text{г}} = 35 - 2,8 = 32,2 \text{ кН}$$

Взлетный режим является более нагруженным т.к. на нем $F_{\text{г}} = 148,9 \text{ кН}$.

Увеличим это усилие на 30% для повышения быстродействия работы системы управления и примем это усилие за максимальное, которое должны вырабатывать гидроцилиндры, получаем $F_{\text{г}} = 148,9 \cdot 1,3 = 193,7 \text{ кН}$

Т.к. у нас три гидроцилиндра то на 1 гидроцилиндр действует сила

$$F_{\text{г1}} = \frac{193,7}{3} = 64,5 \text{ кН}$$

Принимаем рабочее давление в гидроцилиндре $p = 13 \cdot 10^6 \text{ Па}$

Тогда:

$$S_{\text{г1}} = \frac{F_{\text{г1}}}{p} = \frac{64,5 \cdot 10^3}{13 \cdot 10^6} = 0,0049 \text{ м}^2,$$

$$D_{\text{г1}} = \sqrt{\frac{4 \cdot S}{\pi}} = 0,078 \text{ м}.$$

2.3 Расчет на прочность дозвуковой створки

Расчеты на прочность будем выполнять на наиболее нагруженном режиме (взлетный с максимальным форсажем) программе ANSYS.

Примем, что дозвуковая створка сделана из жаростойкого и жаропрочного свариваемого сплава на никелевой основе ЭП-693ВД (ХН68ВЖ). Т.к. сопло работает при высоких температурах, то в качестве предельных напряжений для вычисления коэффициентов запаса возьмем предел длительной прочности.

Физико-механические свойства выбранного материала:

- плотность $\rho = 8430 \text{ kg/m}^3$
- модуль упругости $E = 1,24 \cdot 10^{11} \text{ H/m}^2$ (для 900°C).
- коэффициент Пуассона $\mu = 0,3$
- предел длительной прочности $\sigma_{\text{д}}^{1100} = 390 \text{ МПа}$

Покажем расчетную схему дозвуковой створки сопла на рисунке 2.3.1.

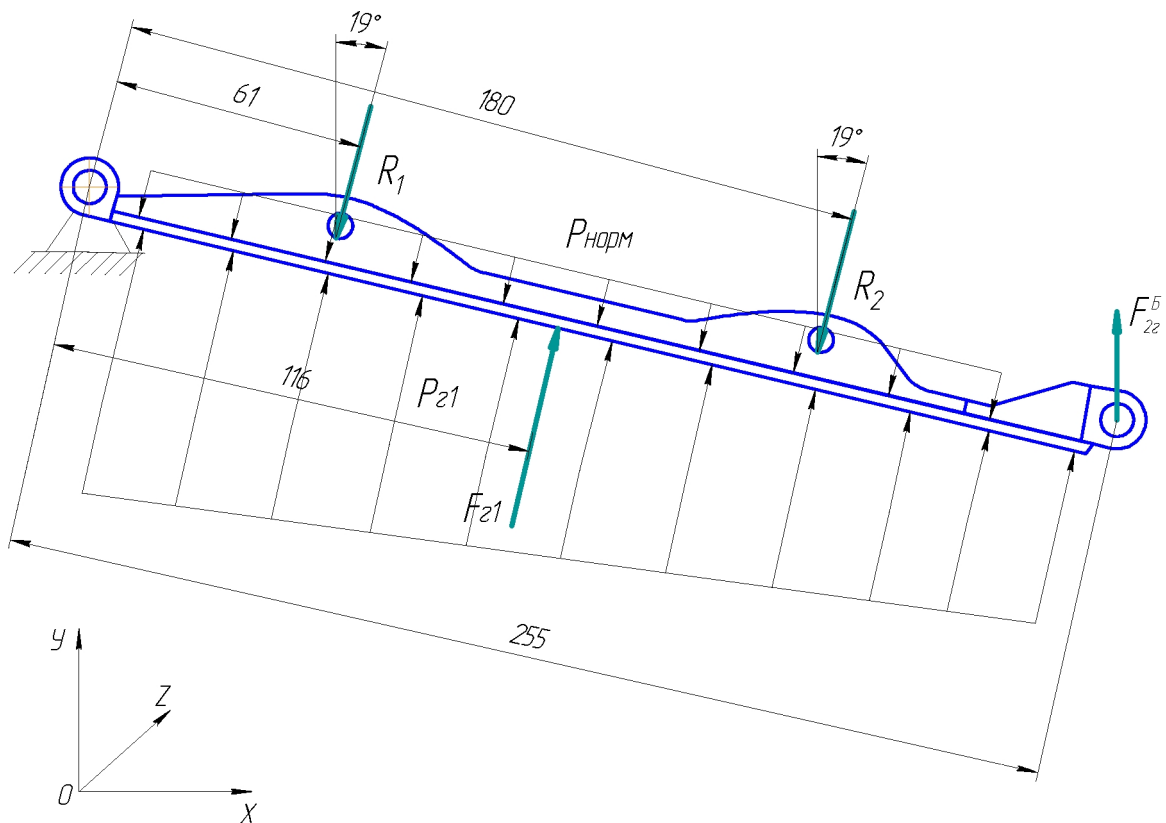


Рисунок 2.3.1 – Расчетная схема дозвуковой створки

$F_{e_2}^B = 26,3 \text{ кН}$ - рассчитана выше. Т.к. проушин четыре а створок 12, то к

каждой прикладываем силу $F_e^B = \frac{F_{e_2}^B}{4 \cdot 12} = 0,55 \text{ кН}$.

R_1 и R_2 – реакции действующие от кулачка, сумма которых равна $F'_{e1} = 140 \text{ кН}$ (рассчитано выше). Составим уравнение моментов относительно шарнира А и определим реакции решив систему уравнений:

$$\begin{cases} 61 \cdot R_1 + 180 \cdot R_2 = 116 \cdot F'_{e1} \\ R_1 + R_2 = F'_{e1} \end{cases}$$

Получили $R_1 = 51,2 \text{ кН}$, $R_2 = 37,8 \text{ кН}$.

Спроецируем реакции на оси X и Y и учтем что каждая реакция распределяется на две проушины на 12 створок.

$$R_{1x} = \frac{R_1 \cdot \cos 19^\circ}{2 \cdot 12} = 0,7 \text{ кН}, \quad R_{1y} = \frac{R_1 \cdot \sin 19^\circ}{2 \cdot 12} = 2 \text{ кН}$$

$$R_{2x} = \frac{R_2 \cdot \cos 19^\circ}{2 \cdot 12} = 0,5 \text{ кН}, \quad R_{2y} = \frac{R_2 \cdot \sin 19^\circ}{2 \cdot 12} = 1,5 \text{ кН}$$

Изменение давлений P_{e1} и $P_{норм}$ по длине створки также рассчитано выше.

В результате расчета (см. приложение Б) получаем что максимальные эквивалентные напряжения возникают в месте крепления кулачка со створкой и равны $\sigma_{экв MAX} = 209 \text{ МПа}$.

Рассчитаем коэффициент запаса прочности в дозвуковой створке:

$$K = \frac{\sigma_{b,\tau}^t}{\sigma_{ЭКВ MAX}} = \frac{390}{209} = 1,87 > 1,5.$$

Расчёт показал, что спроектированная створка проходит по прочности.

2.4 Расчет на прочность профилированного кулачка

Покажем расчетную схему профилированного кулачка на рисунке 2.4.1.

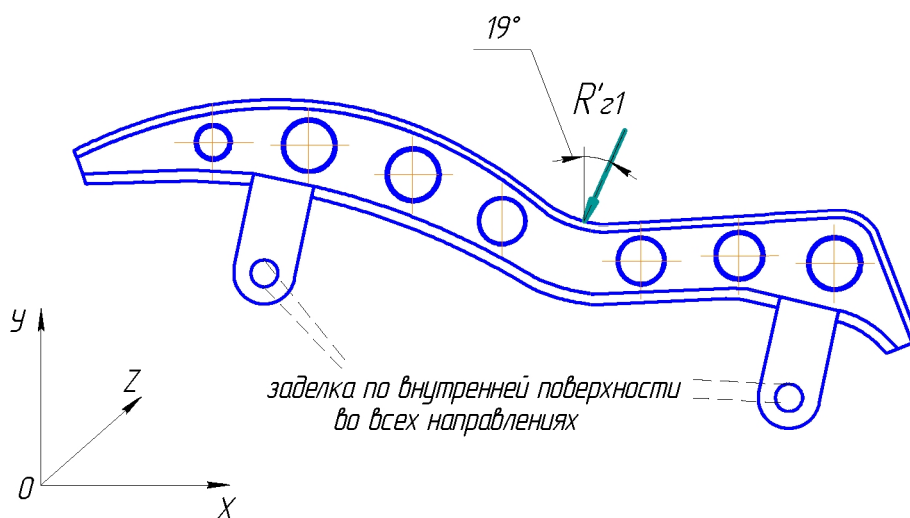


Рисунок 2.4.1 - Расчетная схема профилированного кулачка

Реакция $R'_{z1} = 140 \text{ кН}$ найдена выше.

Спроецируем реакцию на оси X и Y и учтем что реакция распределяется на 12 кулачков:

$$R'_{z1x} = \frac{R'_{z1} \sin 19^\circ}{12} = 3,8 \text{ кН}, \quad R'_{z1y} = \frac{R'_{z1} \cos 19^\circ}{12} = 11 \text{ кН}.$$

В результате расчета (см. приложение В) получаем что максимальные эквивалентные напряжения возникают в контакта кулачка роликом и равны $\sigma_{\text{эKB MAX}} = 187 \text{ МПа}$.

Принимаем материал кулачка как у створки ЭП-693ВД (ХН68ВЖ).

Рассчитаем коэффициент запаса прочности в дозвуковой створке:

$$K = \frac{\sigma_{b,\tau}^t}{\sigma_{\text{ЭKB MAX}}} = \frac{390}{187} = 2,08 > 1,5.$$

Расчёт показал, что спроектированный кулачек проходит по прочности.

2.5 Расчет на прочность передвижного кольца

Разобьем кольцо на 12 симметричных секторов и произведем прочностной расчет 1 сектора кольца, считая что усилия от других секторов не передаются т.е. зададим заделку по всем направлениям на торцах сектора.

Покажем расчетную схему передвижного кольца на рисунке 2.5.1.

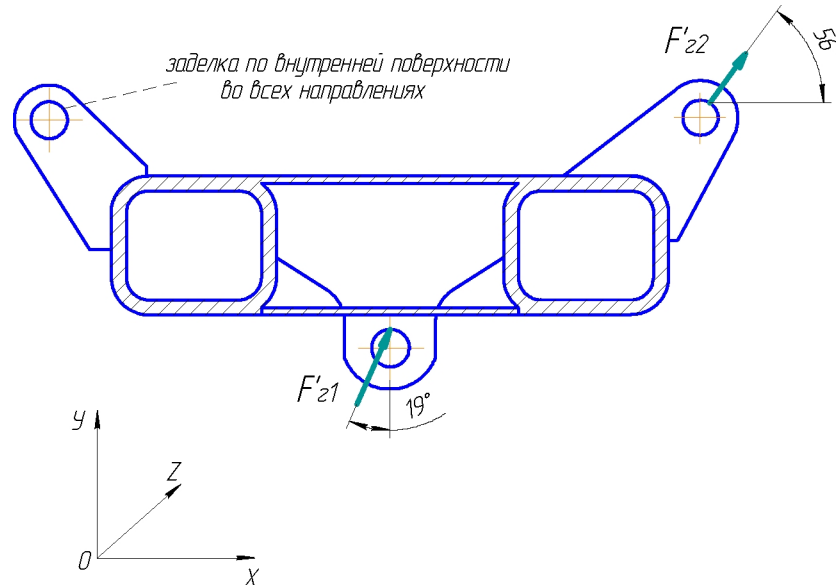


Рисунок 2.5.1 - Расчетная схема передвижного кольца

Силы F'_{z1} и F'_{z2} обратные реакциям $R'_{z1} = 140 \text{ кН}$ и $R'_{z2} = 103,4 \text{ кН}$, рассчитанным выше.

Спроецируем реакцию на оси X и Y и учтем что реакция распределяется на 12 секторов и на 2 проушины в каждом секторе:

$$F'_{z1x} = \frac{R'_{z1} \sin 19^\circ}{12} = 1,9 \text{ кН}, \quad F'_{z1y} = \frac{R'_{z1} \cos 19^\circ}{12} = 5,5 \text{ кН}.$$

$$F'_{z2x} = \frac{R'_{z2} \cos 56^\circ}{12} = 3,6 \text{ кН}, \quad F'_{z2y} = \frac{R'_{z2} \sin 19^\circ}{12} = 5,5 \text{ кН}.$$

В результате расчета (см. приложение И) получаем что максимальные эквивалентные напряжения возникают в месте крепления ролика (для управления дозвуковыми створками) и равны $\sigma_{\text{экв MAX}} = 263 \text{ МПа}$.

Принимаем материал кольца – титановый сплав средней прочности ВТ-20.

Физико-механические свойства выбранного материала:

- плотность $\rho = 4450 \text{ kg/m}^3$
- модуль упругости $E = 1,15 \cdot 10^{11} \text{ H/m}^2$ (для 900°C).
- коэффициент Пуассона $\mu = 0,3$
- предел длительной прочности $\sigma_{\sigma}^{500} = 630 \text{ МПа}$

В результате расчета (см. приложение Г) получаем, что максимальные эквивалентные равны $\sigma_{\text{эKB MAX}} = 236 \text{ МПа}$.

Рассчитаем коэффициент запаса прочности в дозвуковой створке:

$$K = \frac{\sigma_{b,\tau}^t}{\sigma_{\text{эKB MAX}}} = \frac{630}{263} = 2,4 > 1,5.$$

Расчёт показал, что спроектированный кулачек проходит по прочности.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1 Гриценко, Е.А. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей [Текст]: учебное пособие/Е.А. Гриценко, В.П. Данильченко, Ю.И. Цыбизов.– Самара: СНЦ РАН, 2002. – 527с.

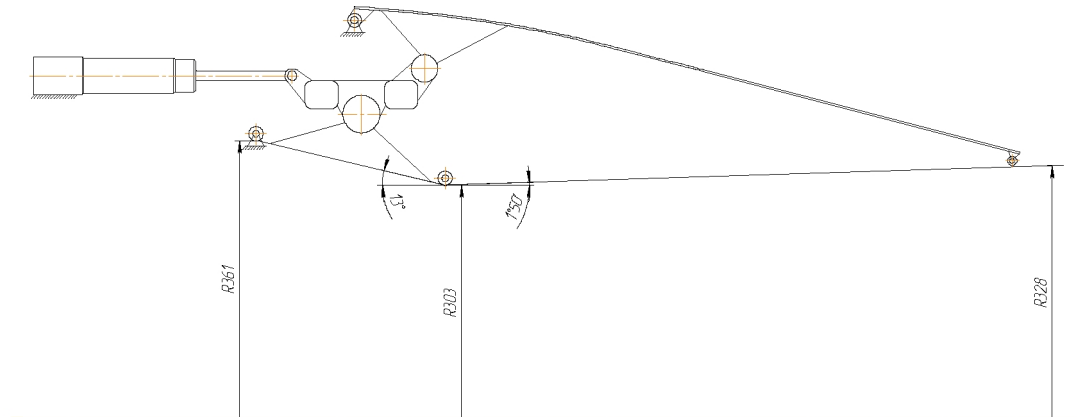
2 Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Кн.1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. Кн.2. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики [Текст]: учебное пособие. – М.: Машиностроение, 2003. – 616с.

3 Белоусов, А.Н. Теория и расчет авиационных лопаточных машин [Текст]: учебное пособие/А.Н. Белоусов, Н.Ф. Мусаткин, В.М. Радько. – Самара: СГАУ, 2003. – 334с.

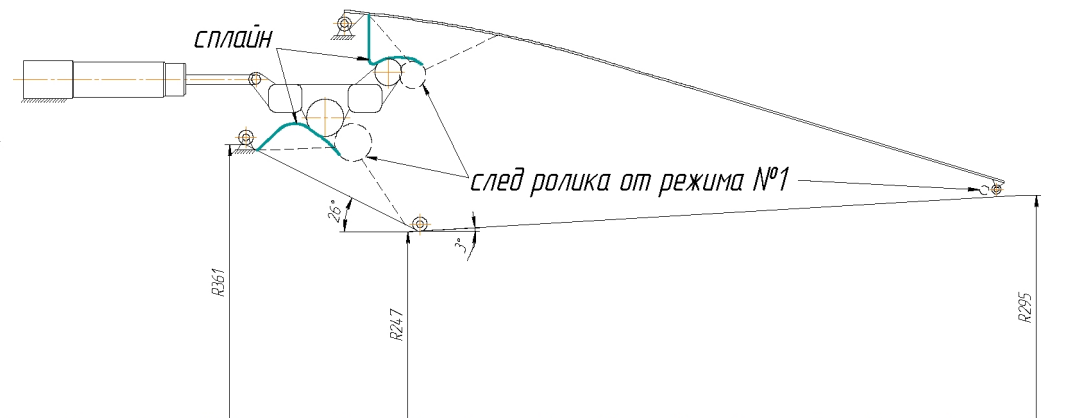
ПРИЛОЖЕНИЕ А

Профилирование кулачков и определение длины направляющих рельс

ШАГ 1
режим №1
 $Mn=0, H=0$



ШАГ 2
режим №2
 $Mn=0.8, H=11000m$



ШАГ 3
режим №3
 $Mn=2.2, H=20000m$

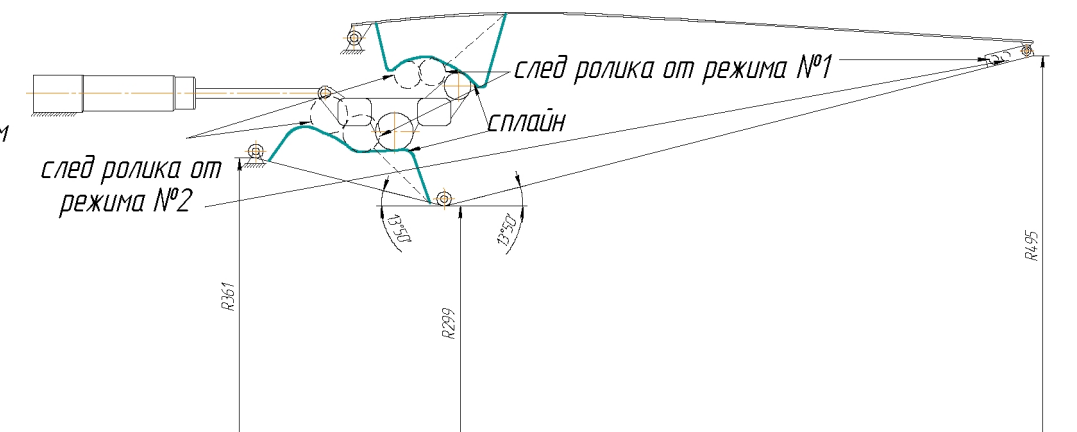


Рисунок А.1 - Профилирование кулачков и определение длины направляющих рельс

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Эквивалентные напряжения и суммарные перемещения в дозвуковой створке

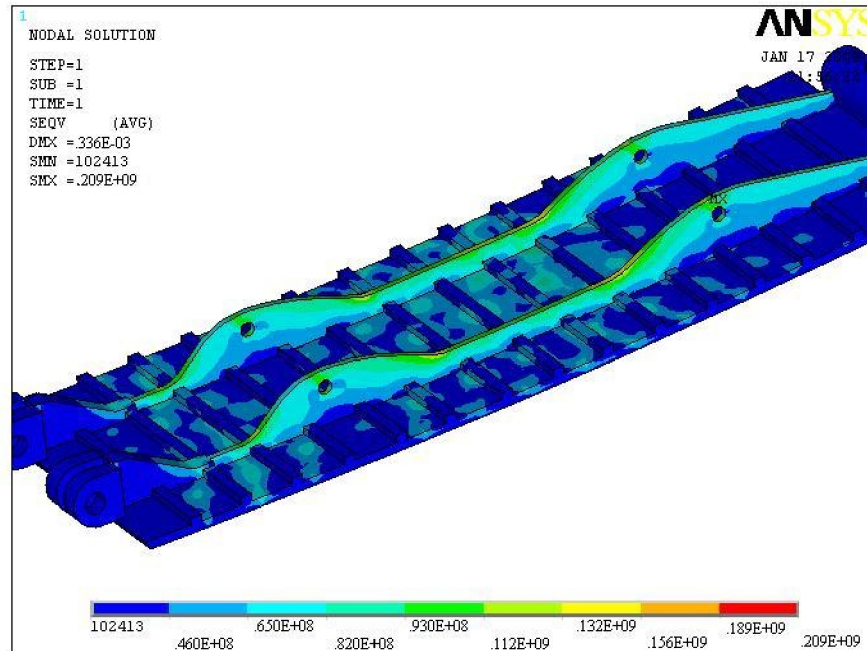


Рисунок Б.1 - Эквивалентные напряжения в дозвуковой створке

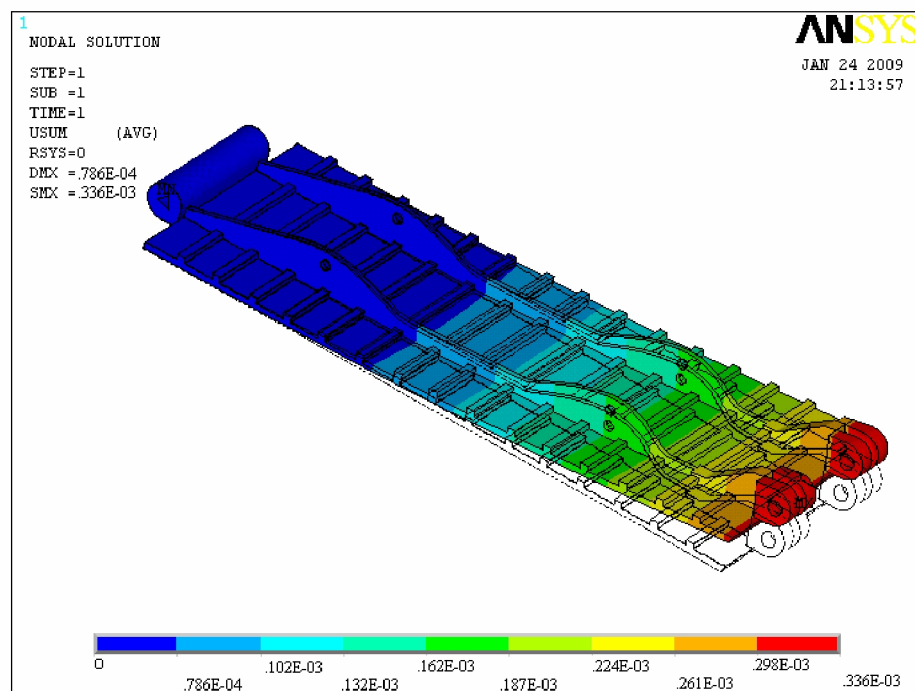


Рисунок Б.2 - Суммарные перемещения в дозвуковой створке

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Эквивалентные напряжения и суммарные перемещения в профилированном кулачке

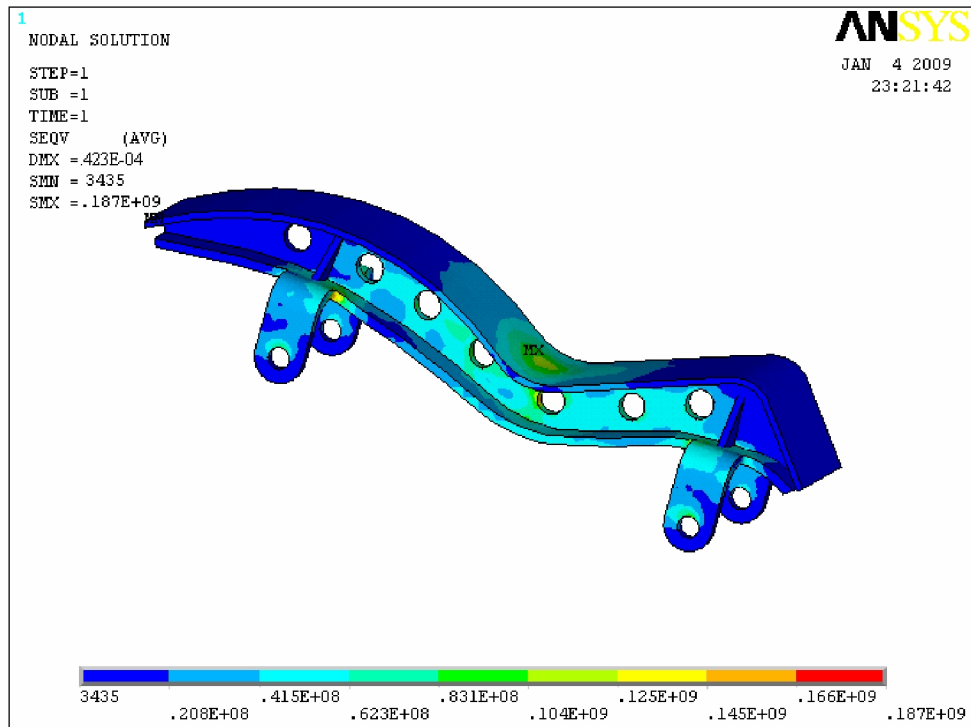


Рисунок В.1 - Эквивалентные напряжения в профилированном кулачке

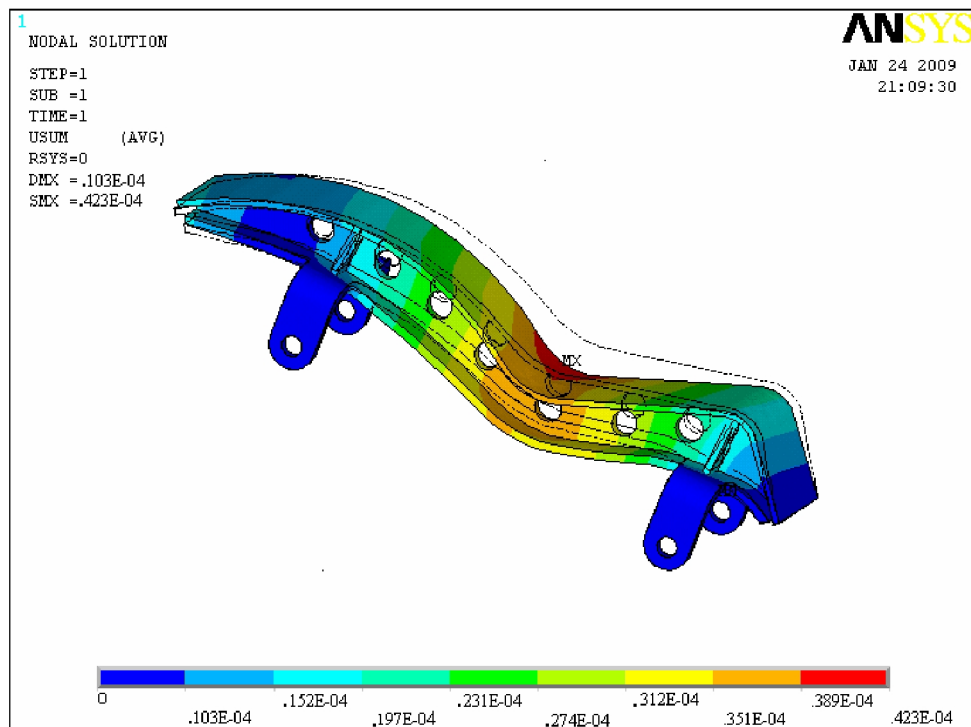


Рисунок В.2 - Суммарные перемещения в профилированном кулачке

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

Эквивалентные напряжения и суммарные перемещения в передвижном кольце

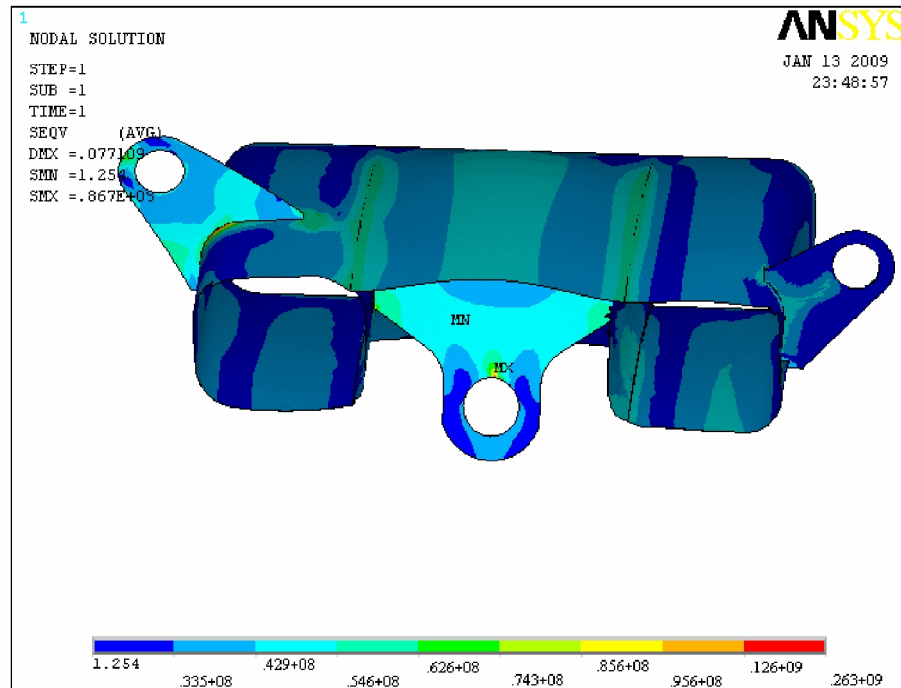


Рисунок Г.1 - Эквивалентные напряжения в передвижном кольце

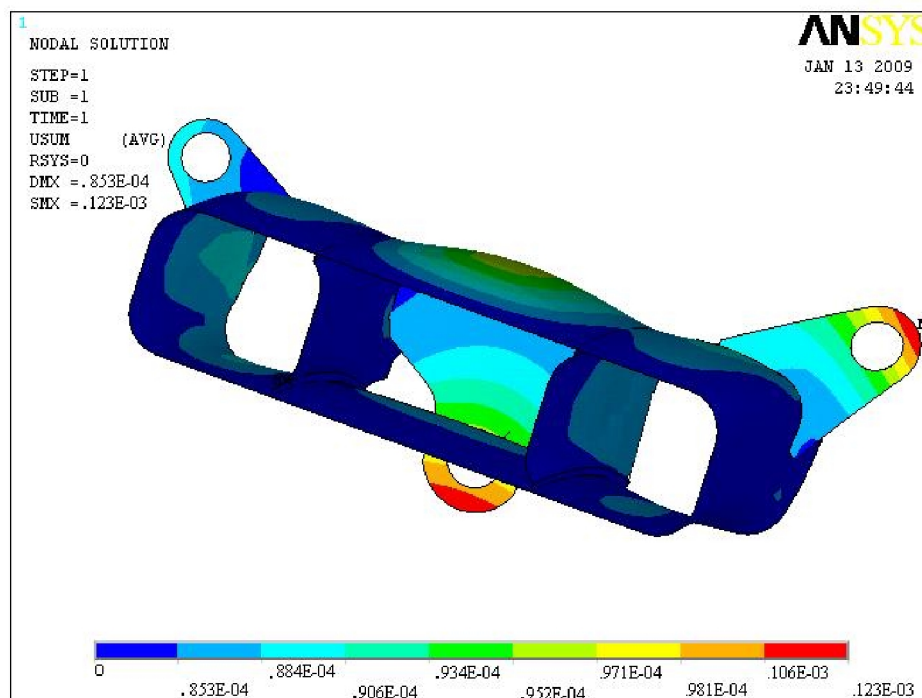


Рисунок Г.2 - Суммарные перемещения в передвижном кольце